

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA
PROYECTO FIN DE CARRERA



PROGRAMACIÓN DE UN SOFTWARE PARA EL
PREDISEÑO DEL SISTEMA DE POTENCIA DE UN
SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA
SATELLITE POWER SIMULATOR

LUIS GIL DE SOLA ROMERO
INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA, ESPECIALIDAD EN AERONAVES
MARZO 2013

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
ESCUELA UNIVERSITARIA DE INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA
PROYECTO FIN DE CARRERA



PROGRAMACIÓN DE UN SOFTWARE PARA EL
PREDISEÑO DEL SISTEMA DE POTENCIA DE UN
SATÉLITE DE ÓRBITA BAJA
SATELLITE POWER SIMULATOR

VICENTE GIL DE SOLA ROMERO
INGENIERÍA TÉCNICA AERONÁUTICA, ESPECIALIDAD EN AERONAVES
MARZO 2013

Cuando lo creas todo perdido, no olvides que aún te queda el futuro, tu cerebro, tu voluntad y dos manos para cambiar tu destino.

Wernher von Braun,

Ingeniero aeroespacial alemán, nacionalizado estadounidense.

Marzo 23/1912 – Junio 16/1977.

AGRADECIMIENTOS

Primero de todo agradecer todo el apoyo de mi familia.

A mis padres, por su sacrificio al permitirme que estudie lo que de verdad me gusta y por enseñarme que en esta vida si uno se propone algo es capaz de conseguirlo. Sin embargo, tengo que añadir la excepción que confirma la regla, puesto que por más que me proponga devolverles todo lo que han hecho por mí, nunca lo conseguiré.

A mi hermano Álvaro, por ayudarme cuando he tenido todo tipo de dificultades y por hacer de mí una persona con más puntos de vista en todo tipo de ideas.

A mi tutor.

Agradecer de corazón todo el tiempo y esfuerzo dedicado por parte del Prof. Dr. Santiago Pindado. Siempre que he necesitado su ayuda ha estado allí aportando soluciones y arreglando su apretada agenda para hacernos hueco tanto a mi hermano como a mí.

A mis amigos.

Un especial y cariñoso agradecimiento a el Profesor. Dr. Issac Antonio García y a la Profesora. Dr. Susanna Maza. Si he conseguido sacar adelante la carrera es también gracias a ellos y su inestimable ayuda. Tampoco sé si podré devolverles todo lo que han hecho por mi hermano y por mí.

Y por último, pero no menos importante, a mis amigos que me han acompañado durante estos 4 años de estudios. Es imposible olvidar todo lo que hemos vivido, desde el “interrail”, hasta las ideas, que gracias a Dios, nunca llegaron a materializarse. Si he conseguido sacar adelante esta carrera es también gracias a ellos. También un cariñoso agradecimiento a aquellos que, por motivos de estudio, nos tuvimos que separar en algún punto de nuestra vida. Siempre estaré dispuesto a ayudarles cuando lo necesiten.

A todos, ¡Muchas gracias!



LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Características generales del microsatélite Delfos.....	27
Tabla 2. Características de una órbita en función del semieje, excentricidad y energía específica	31
Tabla 3. Características SSTL CHRIS.....	58
Tabla 4. Características SSTL VHRI50	59
Tabla 5. Características IRIS.....	60
Tabla 6. Distribución de la masa en función del subsistema [2]	70
Tabla 7. Régimen de temperaturas de funcionamiento de diversos elementos embarcados ...	74
Tabla 8. Parámetros y valores iniciales	87
Tabla 9. Valores ejemplo de los parámetros de las baterías	97
Tabla 10. Tabla con todos los campos a rellenar aplicados a la misión Delfos.....	102



LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Cohete V2	14
Figura 2. Wernher Von Braun	15
Figura 3. Estadísticas varias sobre lanzamientos, propiedad y tipo de satélites [4]	16
Figura 4. Satélite Syncom 3	17
Figura 5. Típica embarcación vikinga [2]	20
Figura 6. Patente de corso francesa [8]	21
Figura 7. Puntos geográficos en los que se producen más abordajes piráticos [9]	23
Figura 8. Unidades especiales portuguesas procediendo al arresto de piratas [2]	25
Figura 9. Representación del microsatélite Delfos con la Tierra de fondo	26
Figura 10. Representación de una órbita con los vectores de fuerza y velocidad	30
Figura 11. Modelo de estudio genérico de una órbita a través de una cónica	30
Figura 12. Modelo de la conservación del momento cinético	33
Figura 13. Tipos de órbitas	35
Figura 14. Representación de la órbita de mediodía	36
Figura 15. Traza de la órbita del Delfos pasando por la zona más conflictiva en cuanto a piratería se refiere	40
Figura 16. Traza de la órbita del Delfos a su paso por Madrid	40
Figura 17. Traza de la órbita del Delfos representada en tres dimensiones	41
Figura 18. Representación en tanto por ciento de éxitos en el lanzamiento por lanzador [3] ..	44
Figura 19. Lanzador ARIANE 5	45
Figura 20. Estructura básica lanzador ARIANE 5	46
Figura 21. Comparativa entre los diferentes lanzadores ARIANE	47
Figura 22. Representación gráfica del Lanzador VEGA	48
Figura 23. Comparativa de diferentes lanzadores	48
Figura 24. Estructura básica lanzador VEGA	49
Figura 25. Comparativa de la situación geográfica de Francia y la Guayana francesa	52
Figura 26. Lanzamiento desde la Guayana francesa	53
Figura 27. Representación de la toma de imágenes	56
Figura 28. SSTL CHRIS	57
Figura 29. SSTL VHRI50	58
Figura 30. IRIS	59
Figura 31. C9300-024	61
Figura 32. Sistema de ejes referencia del microsatélite Delfos	69
Figura 33. Representación del interior del microsatélite Delfos sin componentes embarcados	69
Figura 34. Factor de visibilidad en función de la altitud	73
Figura 35. Esquema de transmisiones del Delfos	77
Figura 36. Estación seguimiento de la Agencia Espacial Europea en Villafranca del Castillo (Madrid)	79
Figura 38. Acerca de los autores	83
Figura 37. Menú principal	83
Figura 39. Menú Traza de la órbita	84
Figura 40. Parámetros orbitales y paneles solares	87
Figura 41. Parámetros derivados	88



Figura 42. Consumos	89
Figura 43. Consumos ACDS-MGM.....	90
Figura 44. Representación segmentación de la órbita en grados.....	91
Figura 45. Representación del barrido de comunicaciones en grados	92
Figura 46. Vista previa del consumo de las transmisiones por órbita	93
Figura 47. Gráfica del consumo total por órbita	94
Figura 48. Menú Baterías	95
Figura 49. Campos rellenados por defecto en el menú baterías	97
Figura 50. Vista previa del porcentaje de descarga y descarga de las baterías	98
Figura 51. Vista previa del valor de las intensidades máximas de carga y descarga así como el valor de la intensidad durante la órbita.....	99
Figura 52. Gráfica y resultados finales	100
Figura 53. Esquema resumen acerca de la viabilidad del sistema de potencia simulado	101



ÍNDICE

1. INTRODUCCIÓN	13
1.1. DEFINICIÓN DE SATÉLITE Y TIPOS.....	13
1.2. BREVE HISTORIA DE LOS SATÉLITES Y LA CARRERA ESPACIAL HASTA LA ACTUALIDAD...	14
2. DESCRIPCIÓN DE LA MISIÓN ESPACIAL	19
2.1. BREVE HISTORIA DE LA PIRATERÍA	19
2.2. CONFLICTO ACTUAL	23
2.2.1. PIRATERÍA SOMALÍ	24
2.2.1.1. NACIONES UNIDAS	24
2.2.1.2. OTAN	25
2.2.1.3. UNIÓN EUROPEA.....	25
2.3. SOLUCIONES: EL DELFOS	26
3. ÓRBITA.....	29
3.1. FUNDAMENTOS DE LA MECÁNICA ORBITAL	29
3.2. TIPOS DE ÓRBITAS	34
3.3. MECÁNICA ORBITAL APLICADA AL DELFOS.....	35
3.3.1. PARÁMETROS ORBITALES	36
3.3.2. ECLIPSE	38
3.3.3. TRAZA DE LA ÓRBITA.....	39
4. LANZADOR	43
4.1. ELECCION DEL LANZADOR	45
4.1.1. ARIANE 5.....	45
4.1.2. VEGA.....	47
4.2. CONCLUSIONES	50
5. LANZAMIENTO.....	52
5.1. BASE DE LANZAMIENTO	52
5.2. VENTANA DE LANZAMIENTO	54
6. CARGA DE PAGO	56
6.1. SURREY	57
6.1.1. SSTL CHRIS	57
6.1.2. SSTL VHRI50.....	58
6.2. SATREC	59
6.2.1. IRIS.....	59



6.3. HAMAMATSU PHOTONICS	60
6.3.1. C9300-024	61
6.4. CONCLUSIONES	61
7. CONTROL DE ACTITUD.....	63
7.1. ESTABILIDAD DEL SATÉLITE	63
7.2. SISTEMA DE CONTROL DE ACTITUD	64
7.2.1. TIPOS DE SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD	65
7.2.1.1. SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD PASIVOS	65
7.2.1.2. SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD ACTIVOS	66
7.3. CONCLUSIONES	66
8. DISEÑO ESTRUCTUARL	69
8.1. IDEALIZACIÓN ESTRUCTURAL.....	69
8.1. IDEALIZACIÓN ESTRUCTURAL.....	70
8.1. REQUERIMIENTOS DEL SATÉLITE	70
9. DISEÑO TERMICO	73
9.1. RADIACIÓN SOLAR DIRECTA.....	73
9.1. ALBEDO.....	73
9.2.1 RADIACIÓN TERRESTRE	74
9.2. SUBSISTEMA TÉRMICO.....	74
9.3. CONCLUSIONES	74
10. COMUNICACIONES Y TELEMANDO	77
10.1. ENLACES DE COMUNICACIÓN	77
10.2. PARÁMETROS FUNDAMNTALES.....	78
10.3. ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO	78
11. DISEÑO PRELIMINAR, SIMULACIONES Y ENSAYOS DEL SISTEMA DE POTENCIA	81
11.1. MATLAB	82
11.2. SIMULINK.....	82
11.3. SATELLITE POWER SIMULATOR.....	83
11.3.1. INTRODUCCIÓN	83
11.3.2. PARÁMETROS INICIALES.....	85
11.3.3. PARÁMETROS DERIVADOS	88
11.3.4. CONSUMOS	89
11.3.4.1 CONSUMOS ACDS-MGM	90
11.3.4.2 CONSUMO TRANSMISIONES	91
11.3.4.3 CONSUMOS VARIOS	93
11.3.4.4 CONSUMO PAYLOAD.....	94










11.3.5 BATERÍAS	95
11.3.5.1 % CARGA BATERÍAS POR ÓRBITA	98
11.3.5.2 VALOR INTENSIDAD BATERÍAS	98
11.3.6 GRÁFICAS Y RESULTADOS FINALES	99
11.3.7 VIABILIDAD DE UN DISEÑO	100
11.4 SIMULACIONES.....	102
11.4.1 SIMULACIONES.....	103
11.4.1 SIMULACIÓN 1.....	103
11.4.2 SIMULACIÓN 2.....	104
11.4.3 SIMULACIÓN 3.....	105
11.4.4 SIMULACIÓN 4.....	106
11.4.5 SIMULACIÓN 5.....	107
11.4.6 SIMULACIÓN 6.....	108
11.4.7 SIMULACIÓN 7.....	109
11.4.8 SIMULACIÓN 8.....	110
11.4.9 SIMULACIÓN 9.....	111
11.4.10 SIMULACIÓN 10.....	112
ANEXOS.....	114

1. INTRODUCCIÓN

1.1. DEFINICIÓN DE SATÉLITE Y TIPOS

Según la Real Academia de la Lengua Española (RAE) un satélite artificial es un vehículo tripulado o no que se coloca en órbita alrededor de la Tierra o de otro astro, y que lleva aparatos apropiados para recoger información y retransmitirla.

Básicamente, y corroborando la definición anterior, un satélite es una nave espacial fabricada en la tierra y puesta en órbita por un lanzador. La utilización de dichos vehículos está muy extendida pues sus utilidades pueden ser muy diversas:

-  Comunicaciones: mediante señales de radio es posible transmitir voz, datos (Internet), televisión, etc. a medias y largas distancias con cobertura global. Las comunicaciones vía satélite son particularmente útiles en aplicaciones móviles como barcos, aeronaves y vehículos terrestres donde la utilización de cables es imposible.
-  Meteorología: mediante el uso de vehículos espaciales se observa constantemente la evolución de los fenómenos meteorológicos para pronosticar el tiempo a corto y medio plazo con información global y continua.
-  Navegación: la navegación por satélite es una aplicación basada en el mismo principio de la navegación astronómica, es decir, la determinación de la posición en cualquier punto de la Tierra a partir de la posición conocida de un conjunto de astros o satélites artificiales. Tiene la ventaja de que la información se recibe de forma continua a través de ondas de radio tanto de día como de noche y bajo cualquier condición meteorológica.
-  Astronomía y exploración planetaria: con los satélites es posible observar el espacio sin la distorsión óptica que introduce la atmósfera terrestre y, además, es posible acercar los instrumentos de observación y medida a otros cuerpos celestes.
-  Satélites armados: también denominados como satélites “asesinos”. Son satélites diseñados para destruir satélites enemigos, otras armas orbitales y objetivos. Algunos están armados con proyectiles cinéticos, mientras que otros usan armas de energía o partículas para destruir satélites y misiles balísticos.
-  Biosatélites: diseñados para llevar organismos vivos, generalmente, con propósitos de experimentos científicos.
-  Satélites de reconocimiento: denominados popularmente como satélites espías. Son satélites de observación o comunicaciones utilizados por el ejército u organizaciones de inteligencia. La mayoría de los gobiernos mantienen la información de sus satélites como confidencial.

Se podría incluir una clasificación acorde al tipo de órbitas, sin embargo más adelante se dedica un capítulo a dicho tema donde se explicaran los tipos y características de cada órbita.

1.2. BREVE HISTORIA DE LOS SATÉLITES Y LA CARRERA ESPACIAL HASTA LA ACTUALIDAD

Los satélites artificiales han sido posibles gracias al desarrollo de 3 tecnologías fundamentales: las comunicaciones radio, la informática y los cohetes. Las comunicaciones son esenciales para poder transmitir y recibir información al o del satélite.

La informática es la ciencia aplicada que permite realizar las tareas de cálculo y planificación en el sector aeroespacial, como por ejemplo el cálculo de las órbitas que deben seguir los satélites, e incluso la forma en que deben emplear las comunicaciones o captar y almacenar la información que deban obtener y/o transmitir.

Los cohetes, inicialmente diseñados como proyectiles balísticos para aplicaciones bélicas en operaciones militares, se convirtieron en el elemento más “básico” necesario para el desarrollo de la tecnología de los satélites. Si se posee un satélite y un objeto celeste alrededor del cual se puede orbitar, sólo queda poner el satélite en dicha órbita, y para eso se requiere un vehículo propulsor (también llamado lanzador). Como evolución de los cohetes se diseñaron los ya obsoletos transbordadores espaciales que eran, simplificándolo mucho: un híbrido entre avión a reacción y cohete. De hecho, antes de comprender qué se pretendía hacer en el espacio, ya se analizaba el cohete como motor a reacción (al principio) o de propulsión a chorro (modelo actual) dado que no importaba lo que se pudiese hacer una vez en órbita si no se era capaz de alcanzar el espacio.

Los primeros cohetes utilizados en la exploración espacial fueron los V2 requisados a Alemania tras su derrota en la II Guerra Mundial y desarrollados por Wernher Magnus Maximilian Freiherr von Braun.

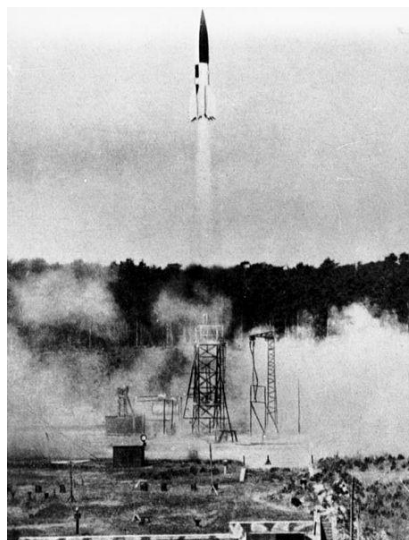


Figura 1. Cohete V2



Figura 2. Wernher Von Braun

Cuando el mundo quedó dividido en dos bandos por la Guerra Fría, EEUU y la URSS iniciaron su Carrera Espacial, motivo que impulsó la inversión y el desarrollo de las tecnologías necesarias para poner en el espacio, primero un satélite, después un animal y por último al ser humano.

Fue Arthur C. Clark quien definió en 1945 el satélite de órbita geoestacionaria como un dispositivo de comunicaciones radio ubicado a 36.000 Km de altitud sobre la Tierra, girando alrededor de la misma con un ciclo de 24 horas, de forma que para el observador terrestre el satélite sería un punto fijo en el firmamento. Su misión sería transmitir señales de audio o imagen entre dos puntos de la Tierra usando el satélite como repetidor espacial. Ya en ese primer artículo se sugería el uso de la energía fotovoltaica como fuente de suministro eléctrico para el funcionamiento del satélite. Sin embargo, Arthur C. Clark fue tachado de fantasioso al proponer tan descabellada idea. Hoy es considerado un visionario y la órbita geoestacionaria recibe el nombre de Cinturón de Clark.

El primer experimento satisfactorio de comunicaciones satelitales sorprende por su originalidad: la Armada de los EEUU estableció comunicación entre Washington D.C. y Hawaii empleando la Luna como un muro en el que reflejar las ondas de radio. Tras el éxito de esta operación, EEUU lanzó un globo, de unos 30 metros de diámetro, recubierto de aluminio como parte del Proyecto Echo, que consistía en la utilización del primer satélite artificial pasivo como reflector de ondas de radio.

En 1957 la URSS lanzó el famoso Sputnik I, el primer satélite artificial activo. Una esfera de 58 cm de diámetro y 83 Kg de peso que despegó el 4 de Octubre impulsado por el cohete R-7 Semioroka. A bordo llevaba dos transceptores radio de 20,007 y 40,002MHz que transmitían pulsos constantes cuyos intervalos informaban sobre la temperatura y presión en el interior del satélite. Orbitó elípticamente con altitudes comprendidas entre los 214 y 938 Km y se incineró durante su reentrada a la atmósfera el 4 de Enero de 1958. El segundo Sputnik fue lanzado un mes después del primero y llevaba a bordo a la famosa perra Laika (que murió por el sobrecalentamiento de la nave). El Programa Sputnik constó de 10 satélites lanzados entre

1957 y 1961, transportando distintos aparatos de investigación científica, comunicaciones, animales vivos y maniquíes humanos.

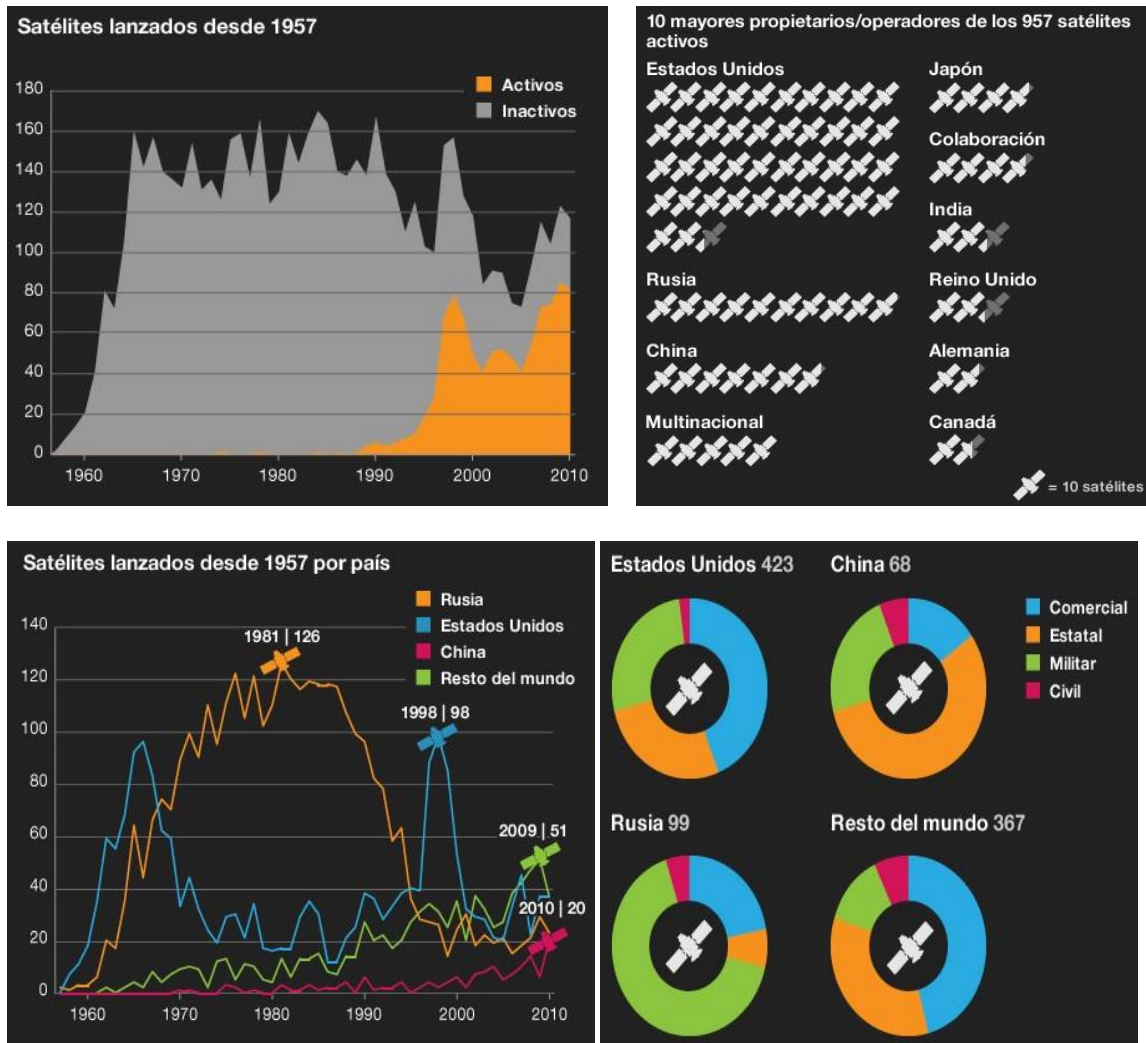


Figura 3. Estadísticas varias sobre lanzamientos, propiedad y tipo de satélites [4]

El primer intento de los EEUU por situar un satélite artificial en órbita fracasó durante su lanzamiento en Diciembre de 1958. Su nombre era Vanguard, y después de lo ocurrido se pudo afirmar que la ventaja de la carrera espacial era, definitivamente, soviética.

La primera transmisión de audio desde el espacio fue operada de forma automática por el cohete Atlas-B, que una vez en órbita, transmitió una grabación con la voz del presidente Eisenhower demostrando la efectividad de las comunicaciones satelitales. Este éxito desembocó en el Courier, el primer satélite artificial activo de comunicaciones puesto en órbita (en 1960) y cuya función era recibir una señal terrestre, cambiar la frecuencia de la portadora, amplificarla y transmitirla de vuelta a la Tierra.

Fue en el año 1963 cuando se fundó la primera compañía de comunicaciones satelitales en EEUU, la COMSAT. Ese mismo año se redactaron las primeras recomendaciones para comunicaciones radio en el marco de los satélites artificiales. Casi todos los experimentos posteriores con satélites estaban enfocados a la creación de servicios de comunicaciones de audio y posteriormente de video, cuyo hito principal fue la retransmisión de los Juegos Olímpicos de Tokio en 1964, siendo este satélite, el Syncom 3, el primer satélite geoestacionario.

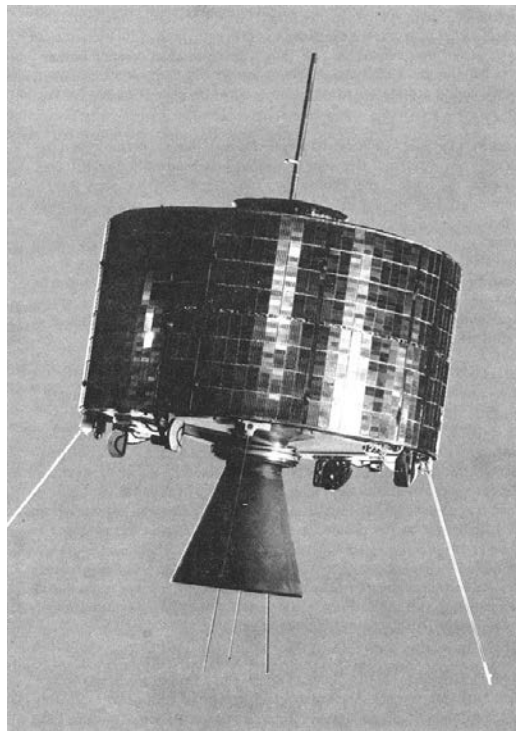


Figura 4. Satélite Syncom 3

Desde aquellos años hasta la actualidad, los sistemas de comunicaciones y seguridad en la tecnología aeroespacial han experimentado una mejora considerable. La informática y el cálculo computacional han progresado lo suficiente como para reducir los periodos de cálculo y las posibilidades de error. En la actualidad se estima que existen cerca de 1.000 satélites operativos orbitando alrededor de la Tierra, sin embargo no son los únicos cuerpos celestes artificiales ya que se calcula que hay unos 19.000 objetos de más de 10 cm orbitando. Es lo que se denomina “basura espacial” y dicho problema se va acrecentando con el tiempo, hasta el punto de que se están investigando métodos para la eliminación de dicha materia.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] http://es.wikipedia.org/wiki/Sat%C3%A9lite_artificial#Enlaces_externos
- [2] Introducción a la ingeniería aeroespacial; Sebastián Franchini, Oscar López García
- [3] <http://www.cicomsy.com.es/artificium/?p=247>
- [4] http://www.bbc.co.uk/mundo/noticias/2011/04/110407_satelites_orbita_gagarin_aniversario_pea.shtml
- [5] <http://gabnav.coolinc.info/p3.htm>
- [6] http://www.ucsusa.org/nuclear_weapons_and_global_security/space_weapons/technical_issues/ucs-satellite-database.html

2. DESCRIPCIÓN DE LA MISIÓN ESPACIAL

2.1. BREVE HISTORIA DE LA PIRATERÍA

La piratería marítima se define como un delito cometido a bordo de un buque o una aeronave, por una persona o grupo de personas que no son empleados de una entidad gubernamental. En los términos más básicos, la piratería marítima se compone de los ataques o invasiones de los buques o embarcaciones de un grupo de criminales que se llama piratas. Los piratas buscan bienes y efectivo de sus víctimas, y la mayoría de las veces están armados y presentan un comportamiento muy agresivo y hostil.

Aunque actualmente el término piratería se asocia a conflictos en regiones como Somalia o China, e incluso a épocas propias del siglo de oro español, lo remoto de su origen lo demuestran historias pretéritas, en algunas de las cuales juega la piratería un papel importante. Por ejemplo, Homero relata en su *Odisea*, el pasado pirata de Ulises; Menelao confiesa a sus hijos que la piratería era el origen de sus riquezas. Los habitantes de los pueblos costeros del Mar Mediterráneo, así como los de las islas situadas en el mar Egeo practicaban la piratería a gran escala. Hacia el 2000 a. de C., Fenicia era una de las grandes potencias mediterráneas. En un principio, los fenicios eran expertos en empresas piráticas, pese a que después será el comercio marítimo su especialidad, sin dejar de utilizar aquellas.

En la Grecia clásica, el límite entre piratería y comercio no estaba bien definido, y el mismo Herodoto daba igual significado al término pirata que al de comerciante o navegante. La piratería y la guerra eran consideradas nobles actividades de los ciudadanos. La piratería constituía una profesión honorable y honrosa, además de lucrativa. Los piratas de aquella época eran navegantes de las rutas del Egeo que no combatían en el mar, sino buscaban su botín en los saqueos de las poblaciones costeras. Para ello reunían en ocasiones verdaderas flotas que sembraban la destrucción por donde pasaban.

Con la pérdida del poderío naval ateniense, el oficio de la piratería recobra fuerza en la zona oriental del Mediterráneo, pese a la guerra que le hacen los gobernantes de los reinos de esa región. El Reino de Ponto, fundado por Mitridates I, junto al Mar Negro, fue un foco de piratería que perjudicó especialmente al comercio de los navegantes romanos. Con las Guerras Púnicas, la piratería adquirió un notable incremento ya que Roma, en las primeras centurias de su historia, no contaba con una gran armada por lo que contrataba piratas para combatir contra los cartagineses. Esa práctica y la situación geográfica de la región griega permitieron que la piratería se extendiera por todo el Mar Mediterráneo, llegando a poner a Roma en graves problemas, al ser atacados los suministros que recibía de sus colonias. Debido a ello, el Senado se vio en la necesidad de dictar medidas para atacar las guaridas de los piratas. Más tarde, en la época imperial romana, Augusto casi consiguió acabar con ellos, quedando sólo pequeños focos de escasa importancia.

En la Edad Media, aparecen en las costas occidentales de Europa los vikingos, llamados más tarde normandos, procedentes del norte de Europa; su mismo nombre significa “parásitos del mar”. La dureza del clima y la pobreza del suelo los incitaron a adentrarse en el mar, llegando, en sus incursiones a ser durante casi tres siglos el azote de Europa. De sus correrías y depredaciones guardan recuerdos no sólo Escocia, Inglaterra e Irlanda, donde se establecen, sino que también llegan a París y se apoderan de la región que por tal motivo se denominó Normandía hacia el año 912.

También, desde el norte de España y Portugal, bajaron, remontando el Guadalquivir, hasta Sevilla. En el 859, aparecieron en el Mar Mediterráneo, y asolaron las costas de África y del Levante español. Llegaron a Italia y Constantinopla, a la que atacaron y aunque fracasaron en su intento, entraron en arreglos con el Imperio Bizantino y se incorporaron a su ejército. En él prestaron sus servicios muchos de los descendientes de los vikingos hasta la invasión turca de 1456 y el asentamiento del Imperio Otomano.

Habiendo abrazado al cristianismo, su última acción importante en el Mediterráneo es la ocupación de Sicilia, de donde expulsan a los musulmanes en el año 1060. A partir de entonces dejan la piratería para construir un Estado político al igual que lo hicieron en el siglo X en Normandía.

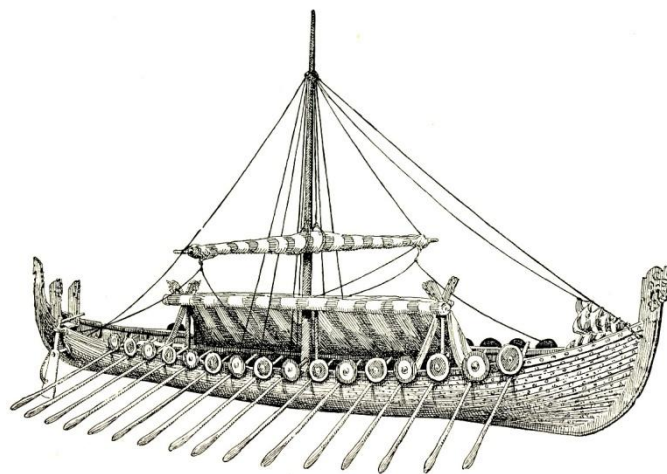


Figura 5. Típica embarcación vikinga [2]

Sin embargo, antes de que los vikingos hicieran su aparición en el Mediterráneo, los corsarios berberiscos musulmanes se habían adueñado de él. Para combatirlos, Génova los ataca en su refugio de Metredia, en la costa de Túnez y fracasa en la empresa. El mar Mediterráneo también sufrió en el siglo XI la piratería de los dálmatas, duramente combatidos por Venecia.

La piratería, con su base principal en Argel, siguió asolando las costas mediterráneas y atlánticas durante los siglos XVII y XVIII. El gran escritor Miguel de Cervantes y su hermano Rodrigo estuvieron cautivos de piratas durante varios años en Argel. A finales del siglo XVIII, el desarrollo naval y del comercio marítimo había adquirido un gran auge, y otro tanto ocurrió con la piratería. La navegación por las aguas del Norte de Europa era peligrosa; piratas franceses, holandeses, ingleses e irlandeses acechaban a los barcos mercantes, llegando a tal punto que los mercaderes se vieron en la necesidad de organizarse para su defensa formando ligas comerciales. Entre estas ligas vale mencionar la Liga del Rin, la Liga de Suavia, la Liga de los Cinco Puertos (Hastings, Hythe, Dover, Romney y Sandwich), a la que más tarde se unieron otros dos (Winchelsea y Rye), para proteger la costa sudeste de Gran Bretaña y vigilar la mar, y la más famosa de todas ellas, la Liga Hanséatica, y que llegó a reunir más de cien ciudades alemanas y del litoral norte del continente europeo como Brujas, Gante, Amberes, Ámsterdam y Malinas.

El descubrimiento de América dio a la piratería nuevas fuerzas y modalidades al lanzarse un gran número de aventureros a estas funestas prácticas por los lugares recién descubiertos. A partir de entonces, son varios los términos empleados para denominar a estos aventureros del mar: piratas, corsarios, filibusteros, bucaneros, forbantes y pechelingués. Sus campos de acción se extendieron al Mar Caribe y el Golfo de México, aunque también llegaron con sus depredaciones a las costas del Pacífico y del Atlántico.

Un factor determinante en la aparición de la piratería en las Indias Occidentales es la bula “Inter Coetera” del 3 de mayo de 1493 del Papa Alejandro VI. Esta bula repartió tierras entre España y Portugal, con la consiguiente doctrina del “Mare Clausum” (mar cerrado), que impedía a otros países no sólo la expansión por las nuevas tierras, sino el tráfico con ellas.



Figura 6. Patente de corso francesa [8]

En el siglo XVI, la piratería adquiere un matiz peculiar: La rivalidad entre España, Inglaterra, Francia y Holanda. Estos tres últimos países, con la pretensión de hundir la economía española, empleaban como medio para conseguir sus fines, atacar a los barcos que llegaban de América cargados de riquezas, valiéndose de la protección, encubierta o no, de patentes de corso¹. En un principio, imperaban los ataques por sorpresa contra los indefensos barcos españoles en su retorno; luego, cuando los españoles empleaban el sistema de flotas en que las naves mercantes iban protegidas por otras de guerra, organizaban escuadras para atacarlas. Aprovechando el abandono por parte de España de algunas islas de las Antillas Menores, se instalaron en ellas y crearon bases desde donde enviaban sus expediciones no sólo contra los barcos sino que también contra las ciudades costeras, a las que atacaban y, si podían, saqueaban y arrasaban.

¹ Documento entregado por los monarcas de las naciones o los alcaldes de las ciudades (en su caso las corporaciones municipales) por el cual su propietario tenía permiso de la autoridad para atacar barcos y poblaciones de naciones enemigas. De esta forma el propietario se convertía en parte de la marina del país o la ciudad expendedora.

Instalados los piratas en estas islas, le resultaba difícil a España mantener el monopolio comercial con sus colonias, pese a las medidas adoptadas para combatirlos ya que no eran suficientes los envíos que se hacían de los productos requeridos por las colonias. Esto abrió las puertas a un comercio clandestino; Inglaterra, Francia y Holanda ayudaban a los piratas, organizándolos y, en ocasiones, hasta nombrándolos gobernadores, también les concedían patentes de corso, que les servían no sólo en tiempos de guerra, sino también en la paz, y los gobernadores cerraban convenientemente los ojos mediante el oportuno regalo proporcional a la cuantía de lo robado.

En la historia de la piratería en el mar de las Antillas cabe distinguir varias corrientes. Los franceses la inician. En 1542, al estallar la guerra entre España y Francia, Francisco I de Francia, repartió profusamente patentes de corso. En 1556, Felipe II se vio obligado a legislar castigando a todo el que contratara y rescatara a extranjeros y corsarios.

De 1585 a 1627, ocurre la segunda invasión, la cual llevan a cabo los ingleses. La Reina Isabel I también extendió múltiples patentes de corso y hasta nombró caballeros a corsarios destacados como Francis Drake. Los reinados de Felipe II de España e Isabel I de Inglaterra fueron casi paralelos y entre ellos nació una gran rivalidad. El gran imperio colonial inglés empezaba a formarse, pero antes necesitaba deshacerse de la competencia de España, dueña de enormes posesiones en América y de una escuadra poderosa. Para ello, la reina apoyaba extraoficialmente las correrías de Sir Francis Drake, que continuamente asaltaba los galeones españoles que volvían de América cargados de oro. Después de un período de guerra fría en el que ambos monarcas trataron de estorbarse mutuamente, Felipe decidió declarar la guerra abiertamente.

La tercera es la de los holandeses de la que van a originarse los filibusteros. La primera base pirática fue la isla de Tortuga, de allí pasaron a La Española, de donde fueron expulsados por los españoles. Se instalaron en otras islas como Montserrat, Antigua, San Bartolomé, Guadalupe, Martinica, etc. En 1650, la isla de Jamaica se convirtió en el cuartel general de los filibusteros.

Las costas del Caribe y el Golfo de México, los puertos de Veracruz, la Habana, Cartagena de Indias, Portobelo, Maracaibo, Santa Marta, Nombre de Dios y muchos otros fueron preferidos por estos depredadores para sus ataques. Estos hechos mantenían aterrorizados a los habitantes de aquellas costas que, bajo la amenaza del saqueo, comerciaban con los piratas.

También en Asia surgieron focos de piratería que en ciertas regiones se prolongaría durante siglos. Los mares sudorientales de China fueron campos de acción de piratas chinos y japoneses. En el siglo XV aparecieron aventureros portugueses que incursionaban en estas aguas.

La isla de Borneo, sirvió de refugio a los piratas malayos que ejercían el comercio de esclavos. La región de Malasia y las islas de Sonda también acogieron a un nutrido grupo de presidiarios australianos, desertores de barcos y aventureros, que ejercieron la piratería en los mares del sur.

En el golfo de Omán y el Océano Índico, surgieron abundantes focos de piratería debido a lo cual la costa del estrecho de Ormuz fue conocida durante siglos con el nombre de la costa de los Piratas. En Ras al-Jayman se asentaba el mercado de esclavos más floreciente del siglo XVIII: Todavía en el siglo XIX, las incursiones de piratas eran frecuentes en la costa de Malabar, en la península indostánica y en la costa africana del Océano Índico.

La práctica había disminuido en el siglo XX, pero tuvo un resurgimiento con los ataques piratas realizados en la década de 1970 en el mar de China contra embarcaciones que transportaban refugiados de las guerras de Indochina.

2.2. CONFLICTO ACTUAL

Como se ha analizado anteriormente, el flagelo de la piratería se remonta a épocas históricas y ha venido afectando a la humanidad a lo largo de los años. Como todos los procesos, éste ha tenido sus altibajos y en algunos momentos de la historia la piratería ha afectado más que en otros, pero lo que sí es cierto es que ha estado latente y los ataques piráticos aunque en número y frecuencia variable, han existido. Quizás su modus operandi ya no sea el mismo, pero en esencia son actos piratas que ponen en jaque derechos y principios fundamentales como son el derecho a la vida, el derecho a la propiedad y disponibilidad de los bienes y el de la libre navegación.

Cuando se habla de piratería lo más normal es que se nos venga a la mente la época en la cual merodeaban los océanos piratas y corsarios de la talla de Morgan y de sir Francis Drake, pero la realidad es que el problema existe y que en la actualidad los ataques piratas han ido en aumento y en regiones como el sudeste asiático y las costas de América del Sur, las embarcaciones pesqueras sufren atracos que muchas veces no son reportados y cuando lo son nada se hace para evitar nuevos ataques y resolver los denunciados.








Figura 7. Puntos geográficos en los que se producen más abordajes piráticos [9]

2.2.1. PIRATERÍA SOMALÍ

Como consecuencia del alarmante incremento de la piratería en las costas de Somalia, la preocupación de la comunidad internacional ha ido en aumento. La OTAN, la UE, la Coalición de Fuerzas Multinacionales (CMF) liderada por los EE.UU. y países como China, India, Irán, Malasia y Rusia han desplegado medios aeronavales en la zona para luchar contra la piratería.

2.2.1.1. NACIONES UNIDAS

El Consejo de Seguridad de Naciones Unidas se ha hecho eco de la preocupación internacional por el aumento de la piratería en el entorno marítimo somalí, y ha aprobado diversas resoluciones encaminadas a facilitar la lucha contra este fenómeno. España ha participado activamente en la redacción de las siguientes resoluciones:

-  Resolución 1814, dedicada a la difícil situación general en el área, el Consejo de Seguridad exhorta a los Estados y organizaciones regionales a que tomen medidas, bajo el Capítulo VII de la Carta, a fin de proteger la navegación para el transporte y el suministro de asistencia humanitaria a ese país.
-  Resolución 1816, el Consejo de Seguridad, teniendo cuenta la falta de capacidad del Gobierno Federal de Transición de Somalia para interceptar a los piratas o patrullar y asegurar las rutas marítimas internacionales frente a las costas o aguas territoriales de este país, insta a los Estados miembros a actuar contra la piratería y el robo a mano armada, bajo el Capítulo VII de la Carta de las Naciones Unidas.
-  Resolución 1838, se exhorta a los Estados a desplegar buques de guerra y aeronaves militares para, de acuerdo con la legalidad internacional, emplear todos los medios necesarios para reprimir los actos de piratería.
-  Resolución 1846, se amplía hasta diciembre de 2009 las autorizaciones relativas a la entrada en aguas territoriales de Somalia contempladas en la Resolución 1816.
-  Resolución 1851 establece medidas de coordinación y acciones que permiten intensificar las actividades que los Estados y organizaciones regionales llevan a cabo contra la piratería, en colaboración con el Gobierno Federal de Transición de Somalia, para asegurar el tráfico marítimo internacional y los transportes efectuados por el Programa Mundial de Alimentos.

Además Naciones Unidas ha creado o adaptado sus instituciones para buscar soluciones al problema de la Piratería en las Costas de Somalia. Se ha creado el Grupo de Contacto de Naciones Unidas para la Lucha contra el Crimen y la Droga (UNODC) a la búsqueda de soluciones locales para buscar una solución estable y viable a largo plazo.

2.2.1.2. OTAN

Para hacer frente a la piratería en aguas de Somalia, la OTAN adoptó una respuesta inicial a corto plazo que consistió en el despliegue de tres fragatas pertenecientes a la fuerza naval "Standing Naval Maritime Group-2 (SNMG-2)" en lo que se conoció como Operación "Allied Provider", que posteriormente se transformó en "Allied Protector" y finalmente en agosto de 2009 el Consejo aprobó el lanzamiento de la Operación "Ocean Shield".

2.2.1.3. UNIÓN EUROPEA

La profunda preocupación de la Unión Europea por el aumento de los actos de piratería en el entorno marítimo somalí provocó, a partir de septiembre de 2008, el desarrollo de una acción global de la que forman parte dos iniciativas principales.



Figura 8. Unidades especiales portuguesas procediendo al arresto de piratas [2]

La primera de ellas tiene fecha de 19 de septiembre de 2008. Ese día el Consejo de la Unión Europea aprobó, mediante su Acción Común 749, la creación de una célula de coordinación naval en Bruselas denominada "EU NAVCO", para coordinar de manera óptima el uso de los medios navales y aéreos desplegados en la costa de Somalia por distintos estados miembros. El capitán de navío español Andrés Breijo Claúr fue el jefe de esta célula durante sus casi tres meses de actividad. Durante este tiempo se llevaron a cabo tareas de coordinación con la comunidad marítima internacional, incluidos estados y organizaciones.

El segundo y decisivo paso dado por la UE se produjo tras el llamamiento efectuado por el Consejo de Seguridad de las Naciones Unidas. Por medio de su resolución 1838, de 7 de octubre, la ONU solicitó a todos los estados miembros una acción internacional conjunta para combatir los actos de piratería y robo en Somalia, y urgió, tanto a los estados como a las organizaciones, a proteger los convoyes marítimos del Programa Mundial de Alimentos. En respuesta a este llamamiento y a los de otras resoluciones de la ONU sobre el mismo asunto, el Consejo de la Unión Europea aprobó el 10 de noviembre la Acción Común 851, con la que puso en marcha la creación de una operación militar naval denominada "EU NAVFOR Somalia", bautizada con el nombre de "Atalanta".

España ha trabajado muy activamente en todo el proceso de planeamiento de la operación "Atalanta", desarrollada en el marco de la Política Europea de Seguridad y Defensa (ESDP), transformada por el Tratado de Lisboa en Política Común de Seguridad y Defensa (PCSD).

"Atalanta" es la primera misión militar de carácter marítimo conducida por la UE, con una duración prevista de 12 meses, plazo que ha sido extendido por un periodo de un año hasta diciembre de 2010, y que alcanzó la capacidad operativa inicial el 13 de diciembre de 2008. A partir de entonces, asumió las funciones de la célula de coordinación EU NAVCO, que fueron transferidas desde Bruselas al nuevo cuartel general en Northwood (Reino Unido).

La función principal de la "EU NAVFOR" es dar seguridad al tráfico marítimo en el "mar fallido" de Somalia para, por un lado, salvaguardar la entrega de la ayuda humanitaria del Programa Mundial de Alimentos que debe llegar a los desplazados en el país y, por otro, proteger las embarcaciones vulnerables, como pueden ser los pesqueros, mediante la disuasión, prevención y represión de actos de piratería.

2.3. SOLUCIONES: EL DELFOS

Para combatir el problema de la piratería, se propone una constelación de satélites que den en tiempo real cobertura telemática de todo lo que suceda en los mares y océanos.



**Figura 9. Representación del microsátélite Delfos
con la Tierra de fondo**

Dicha constelación estará formada por micro satélites de órbita baja y reducido coste que incluirán una cámara fotográfica, y un sistema de alerta temprana mediante transmisión de datos con las bases de seguimiento. Es por ello que se plantea un proyecto de cobertura global que necesitará de la colaboración del máximo número de organismos gubernamentales y privados para asegurar el correcto funcionamiento del conjunto del proyecto. Sin embargo el objeto de este documento es el prediseño de uno de los satélites de la constelación, denominado de aquí en adelante Delfos, el cual se adelantan las siguientes características incluidas en la Tabla 1.

Tabla 1. Características generales del microsatélite Delfos

Característica	Delfos
Masa	50 kg
Geometría	Paralelepípedo
Dimensiones	500 mm x 500 mm x 500 mm
Consumo de potencia	24 W/órbita ²
Órbita	Polar heliosincrónica
Altitud orbital	700 km
Vida operativa	730 días

Como se puede apreciar la masa estimada del satélite es de unos 50 kg. Más adelante se desglosa este peso en cada uno de los subsistemas y el porcentaje que cada uno ocupa. El satélite propuesto tiene forma de cubo con unas dimensiones de 0,5 m de lado. Los paneles solares irán colocados en los planos que definen las caras laterales del cubo (caras +X, -X, +Y, -Y).

Se ha estimado que el consumo total de potencia eléctrica del satélite sea de alrededor de 24 W de continuo durante un ciclo. Habrá que prestar especial atención a los periodos nocturnos y de eclipse, puesto que los rayos del sol no incidirán en los paneles solares.

Se propone que la vida útil del satélite Delfos sea de aproximadamente 2 años, sin descartar extensión de su vida operativa en función de los resultados obtenidos durante dicho periodo. La altitud de la órbita será de 700 km sobre el nivel del mar, correspondiente a una órbita LEO (*Low Earth Orbit*).

En lo que respecta al control térmico se empleará un envoltorio de mantas térmicas aislantes que cubra la estructura del satélite para así proteger a los equipos de a bordo de las violentas variaciones térmicas propias del clima espacial.

En el ámbito de las comunicaciones se dispondrán de las máximas estaciones de seguimiento posibles y los datos serán procesados en el segmento espacial, y enviados mediante una antena al segmento de tierra.

² 24 W por órbita es un consumo de referencia. El consumo real dependerá de muchos factores, no obstante en capítulos posteriores se simularán varias configuraciones con el fin de obtener, entre otras cosas, el consumo de potencia en función de una órbita.



BIBLIOGRAFÍA

- [1] Tesis doctoral: “La piratería marítima, un problema de actualidad”; Sandra Mayela Sánchez Gómez. Instituto de estudios políticos y relaciones internacionales.
- [2] <http://www.cantuss.info/a/historia/2010/10/Que-es-la-pirater-a-mar-tima.html>
- [3] <http://es.wikipedia.org/wiki/Pirater%C3%ADa>
- [4] http://www.armada.mde.es/ArmadaPortal/page/Portal/armadaEspannola/conocenos_especiales/pirateria--01_pirateria--02_comunidad_internacional_es
- [5] http://es.wikipedia.org/wiki/Pirater%C3%ADa_en_Somalia
- [6] <http://www.abc.es/agencias/noticia.asp?noticia=679816>
- [7] <http://www.welt.de/politik/article13794667/Deutsche-Schlapphuete-sollen-somalische-Piraten-jagen.html>
- [8] http://es.wikipedia.org/wiki/Patente_de_corso
- [9] http://www.minister.infrastructure.gov.au/aa/releases/2009/December/AA514_2009.a_spx

3. ÓRBITA

3.1. FUNDAMENTOS DE LA MECÁNICA ORBITAL

En física, una órbita es la trayectoria que describe un objeto alrededor de otro mientras está bajo la influencia de una fuerza central, como la fuerza gravitatoria.

En el vuelo de las aeronaves dentro de la atmósfera terrestre el rango de variación de la distancia entre el vehículo y el centro de la Tierra, r , es muy pequeño con respecto al valor del radio de la Tierra y por tanto, esta distancia puede considerarse constante e igual al radio de la Tierra. Como consecuencia, la fuerza de atracción gravitatoria se incluye en el análisis como la fuerza peso:

$$W = mg$$

Donde m es la masa del vehículo y $g = 9.8 \text{ m/s}^2$, que es la aceleración de la gravedad (recordemos que se considera constante para alturas relativamente bajas).

Por el contrario, en el estudio de órbitas de vehículos espaciales o astros, la distancia r puede tomar valores muy diferentes, por lo que debe considerarse la ecuación de la Ley de Newton acerca de la gravitación:

“Dos masas puntuales, M y m , se atraen mutuamente con una fuerza F dirigida a lo largo de la recta que las une, siendo F directamente proporcional al producto de las masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre las masas, r ”

Siendo su expresión matemática:

$$F = G \frac{Mm}{r^2}$$

Donde G es la llamada constante de gravitación.

Para introducirnos de forma superficial al estudio de una órbita se puede analizar el caso sencillo de un vehículo espacial de masa m , describiendo una órbita circular (que es un caso particular de una órbita elíptica) alrededor de F , por lo que la segunda ley de Newton a lo largo del eje r puede escribirse como

$$\sum F = ma$$
$$G \frac{M_T m}{R^2} = m \frac{u^2}{R}$$

Donde u es la velocidad del satélite, R el radio de la órbita y u^2/R es la aceleración normal sobre el vehículo. Despejando la velocidad se obtiene que

$$u = \sqrt{\frac{\mu}{R}}$$

Donde $\mu = G \cdot M$, el llamado parámetro de gravitación y es un valor que para un cuerpo central dado es una constante del cuerpo central.

La anterior ecuación establece una relación entre el radio de una órbita y la velocidad que debe tener el vehículo espacial, en nuestro caso el micro satélite Delfos, para mantener esa órbita.

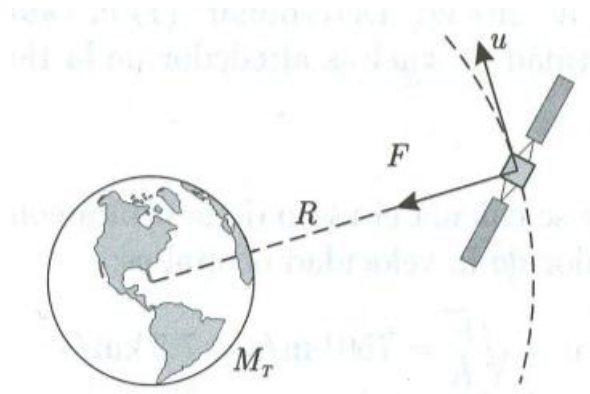


Figura 10. Representación de una órbita con los vectores de fuerza y velocidad

Teniendo en cuenta que el vehículo describe un movimiento circular uniforme, el período de la órbita puede calcularse de manera sencilla como la distancia recorrida en una órbita dividida la velocidad, es decir:

$$T = \frac{2\pi R}{\sqrt{\frac{\mu}{R}}} = 2\pi \sqrt{\frac{R^3}{\mu}}$$

Se sabe que una órbita circular es un caso particular de órbita elíptica. Entonces se puede reescribir la ecuación anterior obteniendo:

$$\frac{T^2}{R^3} = \frac{4\pi^2}{\mu}$$

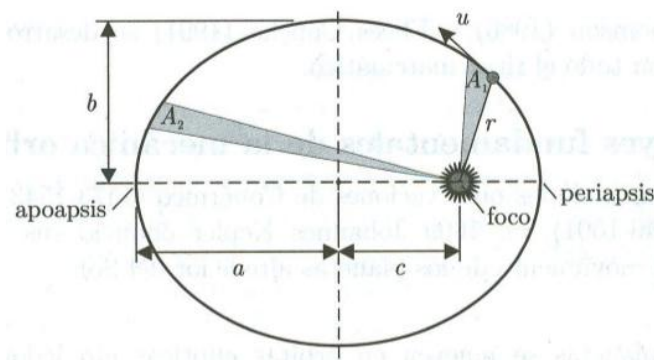


Figura 11. Modelo de estudio genérico de una órbita a través de una cónica

Siendo esta expresión la llamada ley de Kepler aplicada a una órbita circular. Sin embargo, a pesar de la comodidad de resolver las ecuaciones de una órbita circular, el problema general consiste en resolver las ecuaciones del movimiento en el plano de la órbita sin suponer que la órbita es circular. A pesar de ello, por ahora y como introducción, será suficiente con saber que la trayectoria resultante es siempre una curva cónica, es decir, circular, elíptica, parabólica, o hiperbólica. A continuación se presenta la ecuación de una sección cónica en coordenadas polares:

$$r = \frac{a(1 - e^2)}{1 + e \cos \theta}$$

Donde r es la magnitud del vector posición, θ es el ángulo polar o anomalía verdadera, a es el semieje mayor y $e = c/a$ la excentricidad, dos constantes que definen la geometría de la sección cónica y la definición de los parámetros que las definen. A continuación se presenta una tabla donde se especifica la relación entre el semieje mayor, la excentricidad y la energía mecánica específica para cada tipo de órbita³.

Tabla 2. Características de una órbita en función del semieje, excentricidad y energía específica

Órbita	Semieje mayor, a	Excentricidad, e	Energía, ϵ
Circular	$= R$	0	< 0
Elíptica	> 0	$0 < e < 1$	< 0
Parabólica	∞	1	0
Hiperbólica	< 0	> 1	> 0

Como sobre un cuerpo que orbita alrededor de otro cuerpo central sólo actúan fuerzas conservativas, su energía mecánica se conserva (su valor es constante) y puede escribirse

$$E = E_c + E_p = cte$$

Donde E_p es la energía potencial gravitatoria y E_c la energía cinética. En un sistema como el que se muestra a continuación

El valor de la energía potencial debe referirse con respecto a un cierto punto. En problemas de mecánica orbital la convención establecida es que el valor de la energía potencial es cero cuando $r \rightarrow \infty$. Por tanto, la energía potencial en un punto, P, situado a una distancia r del cuerpo central es igual al trabajo realizado por la fuerza gravitatoria para llevar la masa m desde el infinito hasta el punto P.

³ En el caso de la parábola, los parámetros a y c no tienen representación geométrica directa.

Ahora, si la distancia entre M_T y m se modifica en un valor dr , el diferencial de trabajo realizado por la fuerza de gravitación es $F dr$ y que, por definición, es igual a la variación de la energía potencial, dE_p . El valor de la fuerza que realiza el trabajo se obtiene de la ecuación

$$F = G \frac{M_T m}{r^2}$$

Y por tanto

$$dE_p = F dr = G \frac{M_T m}{r^2} dr$$

Integrando desde $r \rightarrow \infty$ donde $E_p = 0$, hasta un valor genérico de r se obtiene

$$E_p = \int_{\infty}^r G \frac{M_T m}{r^2} dr = -G \frac{M_T m}{r}$$

Este es el valor de la energía potencial de una masa m que está sometida al campo gravitatorio generado por el cuerpo central de masa M_T y situada a una distancia r de dicho cuerpo. Obsérvese que la energía potencial es negativa debido a que la referencia tomada es $E_p(r \rightarrow \infty) = 0$.

Por otro lado, la energía cinética de un vehículo de masa m puede expresarse como $E_c = mu^2/2$. Finalmente, la energía mecánica por unidad de masa (o energía específica) de un vehículo espacial en un punto cualquiera de su órbita puede escribirse como

$$\epsilon = \frac{E}{m} = \frac{u^2}{2} - \frac{\mu}{r}$$

Si se reemplaza la expresión de la velocidad en función de r se obtiene

$$\epsilon = -\frac{\mu}{2a}$$

Esta ecuación muestra que la energía total se puede expresar en función del semieje mayor de la órbita. Para órbitas cerradas (circular y elíptica) la energía mecánica es negativa. Si la energía aumenta (por ejemplo utilizando propulsión), a aumenta, haciendo la órbita más grande. Si la energía sigue aumentando hasta ser cero, la órbita se transforma en una trayectoria parabólica. Dicha trayectoria posee suficiente energía para escapar de la atracción gravitatoria del cuerpo central (por ejemplo la Tierra). Si en la ecuación

$$u = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Hacemos que $a \rightarrow \infty$, obtenemos la llamada velocidad de escape:

$$u = \sqrt{\frac{2\mu}{r}}$$

Obsérvese que es aproximadamente un 40% mayor que la velocidad de satelización de una órbita circular de radio r .

Las trayectorias con mayor energía son las hiperbólicas. En ellas el cuerpo también se aleja infinitamente del cuerpo central, pero requieren más energía que las parabólicas. Por esta razón, en las misiones interplanetarias se utilizan trayectorias parabólicas para que la sonda escape de la atracción gravitatoria terrestre.

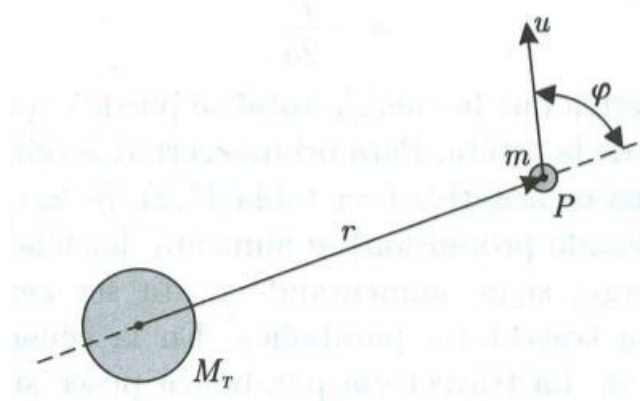


Figura 12. Modelo de la conservación del momento cinético

La otra magnitud que se conserva constante en el movimiento de un vehículo espacial es el momento cinético por unidad de masa, definido como $h = r \wedge u$ cuyo módulo es

$$h = r u \sin \varphi$$

Donde φ es el ángulo que forman r y u .

A partir de las anteriores ecuaciones y las relaciones entre los parámetros geométricos de las curvas cónicas se puede encontrar una relación entre la energía del satélite y la excentricidad de la órbita. Si se calcula el valor de h a partir de la posición del vehículo en el perigeo de la órbita (donde $\varphi = 0^\circ$) se obtiene

$$h = r_p u_p$$

Elevando esta expresión al cuadrado y reemplazando la velocidad por la ecuación

$$u = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)}$$

Se obtiene

$$h^2 = r_p^2 \mu \left(\frac{2}{r_p} - \frac{1}{a} \right)$$

Sustituyendo el radio en el perigeo por su relación con el semieje mayor y la excentricidad $r_p = a(1 - e)$, tras operar se obtiene

$$h^2 = \mu a(1 - e^2)$$

Finalmente, despejando el valor del semieje a y reemplazándolo en la ecuación anterior resulta

$$\epsilon = \frac{\mu^2}{2h^2} [e^2 - 1]$$

3.2. TIPOS DE ÓRBITAS

Una forma de diferenciar los sistemas de satélites, es por la altura a la que se encuentra la órbita por la que circulan, además ésta también influirá de forma decisiva a la hora de obtener el número de satélites necesario para conseguir la cobertura deseada. Dado cierto ancho de haz, el área de cobertura será mucho menor estando en una órbita baja que en otra de mayor altura. Por otro lado la potencia necesaria para emitir desde órbitas bajas es menor, con los inconvenientes que ello conlleva. Entonces, para un caso general, se intentará alcanzar un compromiso que nos de una relativamente buena zona de cobertura y una potencia de transmisión lo menor posible.

Se pueden diferenciar cuatro tipos de órbitas según sus altitudes:



GEO: Órbitas Terrestres Geosíncronas, también conocida como órbita de Clarke, en honor al escritor Arthur Clarke, que escribió en 1945 por primera vez de esta posibilidad. La órbita GEO está situada a 35848 Km de altura, con una latitud de 0 grados, es decir, situada sobre el Ecuador. El período de esta órbita es de exactamente 24 horas y por lo tanto estará siempre sobre la misma posición relativa respecto a la Tierra. La mayoría de los satélites actuales son GEO. Los satélites GEO (satélites que viajan en órbitas GEO) precisan menos cantidad de ellos para cubrir la totalidad de la superficie terrestre, pero poseen un retardo de 0,24 segundos por día, de ahí que no tarden exactamente un día en cubrir una vuelta entera a la Tierra, debido al camino de ida y de vuelta que debe recorrer la señal. Los satélites GEO necesitan también obtener unas posiciones orbitales específicas alrededor del Ecuador para mantenerse lo suficientemente alejados unos de otros (unos 2 grados aproximadamente) para evitar posibles interferencias intersatélite.



MEO: Órbita Terrestre Media. Se encuentran a una altura de entre 10075 y 20150 Km. A diferencia de los GEO su posición relativa respecto a la Tierra no es fija. Debido a su menor altitud se necesitarán más satélites para cubrir la superficie terrestre, pero por contra se reduce la latencia del sistema de forma significativa. En la actualidad no existen muchos MEO, y se utilizan principalmente para posicionamiento.



LEO: Órbita Terrestre de Baja altura. Los satélites encauzados en este tipo de órbitas son de tres tipos, LEO pequeños (centenares de Kbps) destinados a aplicaciones de bajo ancho de banda, LEO grandes (miles de Kbps) albergan las aplicaciones de los anteriores y otras como telefonía móvil y transmisión de datos y finalmente los LEO de banda ancha (megaLEO) que operan en la banda de Mbps.

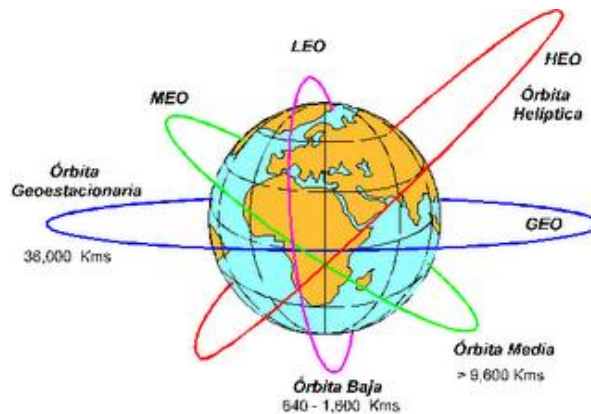


Figura 13. Tipos de órbitas

Sin embargo la puesta en órbita de satélites LEO presenta problemas tales como:

- ✧ Saturación de las órbitas: elevada cantidad de satélites ya existentes en esa zona y elevado número de proyectos de lanzamientos de satélites de este tipo.
- ✧ Chatarra espacial: dificultadas para la buena circulación debido a restos de otros satélites en la zona.
- ✧ Pérdida y sustitución de satélites: cabe la posibilidad de que estos satélites caigan en la atmósfera al terminar su vida útil y se desintegren en la misma. Además habrá que tener en cuenta una política de sustitución de este tipo de satélites pues están expuestos a múltiples peligros, incluso antes del final de su vida útil.
- ✧ Visibilidad del satélite: se debe poder seguir la pista a estos satélites que viajan a gran velocidad, luego este tipo de satélites sólo será visible 18-20 min. antes de aparecer por el horizonte.
- ✧ Problema de la antena: se resuelve utilizando una antena del tipo array en fase, que son dispositivos autodirigidos capaces de seguir el rastro de varios satélites a la vez sin moverse físicamente, por medio de señales levemente diferentes recibidas en la antena. Con este tipo de antenas desaparece el problema de mantener un enlace activo cuando perdemos la visión del satélite manteniendo como mínimo dos satélites a la vista en todo momento, siendo la antena consciente de iniciar un nuevo enlace antes de cortar el ya existente.
- ✧ Direccionamiento mediante enlaces intersatélites: este problema se produce al direccionar la señal entre dos puntos alejados de la superficie terrestre. Una posible solución sería direccionarlo a través de estaciones terrenas.

3.3. MECÁNICA ORBITAL APLICADA AL DELFOS

Para el micro satélite Delfos utilizaremos una órbita LEO de baja altitud (700 km respecto el nivel del mar). Además el tipo de órbita será heliosíncrona, la cual permitirá tomar imágenes

del mismo sitio a la misma hora todos los días. Otro dato a resaltar es que las imágenes se tomarán con la misma intensidad lumínica en cada punto.

3.3.1. PARÁMETROS ORBITALES

Para el estudio de la órbita del Delfos vamos a necesitar definir y operar con una serie de parámetros. Algunos de ellos ya los hemos mencionado antes, sin embargo ahora profundizaremos más en ellos y su utilidad en la mecánica orbital.

Dichos parámetros son:



Ángulo que forma el plano de la órbita con la dirección incidente de la luz del sol (θ): se representa mediante la letra griega θ y se define positivo en el sentido horario. Para la órbita del Delfos se ha marcado este ángulo con un valor constante de 0° , es decir, el plano de la órbita es paralelo a la luz incidente del sol. A este tipo de órbita se la denomina órbita heliosíncrona de mediodía o también *Noon Orbit* en inglés.

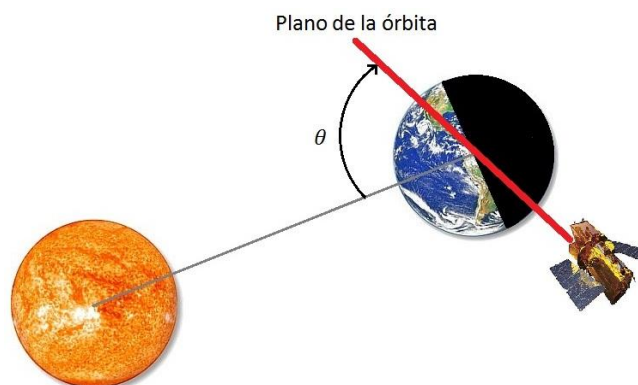


Figura 14. Representación de la órbita de mediodía

Este tipo de órbita LEO es la más difícil de abordar tecnológicamente puesto que es la que impone al microstélite un mayor tiempo en la sombra de la Tierra. En contraposición con esta órbita existe la órbita de tarde, *Sunrise Orbit* en inglés, cuyo plano es perpendicular a la radiación solar. Esta órbita no llega nunca a estar en la sombra de la tierra, no obstante, la iluminación para captar imágenes de la superficie en este tipo de órbita es peor que en el caso de una órbita de mediodía, ya que el satélite en este tipo de órbita está siempre sobre zonas en las cuales amanece o anochece, mientras que un satélite en órbita de mediodía está siempre sobre un punto en el que es, o mediodía solar o media noche.



Excentricidad (e): se define como la diferencia entre la elipse que describe el satélite y un círculo perfecto. Para el satélite Delfos la excentricidad será 0 por ser la cónica una circunferencia, lo cual hace que la distancia desde el vehículo a la superficie terrestre sea constante. Se ha de añadir que este tipo de órbita evita

complicaciones en el subsistema de control orbital y de actitud. Recordemos que si la trayectoria descrita fuese una elipse la excentricidad estaría comprendida entre 0 y 1, en una parábola el valor sería la unidad y en una hipérbola su valor sería mayor que 1.



Ascensión recta del nodo ascendente (Ω): se define el nodo ascendente como el punto en el que el satélite cruza el plano ecuatorial en dirección sur-norte. El ángulo entre la recta definida por este punto y el centro de la Tierra y la dirección del equinoccio vernal se conoce como ascensión recta del nodo ascendente, Ω .



Semieje mayor (a): es la mitad de la longitud del eje mayor de una órbita elíptica. La órbita del Delfos es circular, luego el radio será constante cualquiera que sea la posición del satélite, medido desde el centro de la Tierra. El radio de nuestro planeta se puede considerar constante e igual a 6378 km, y la altitud de la órbita es de 700 km. Con estos datos se calcula el semieje mayor sumándolos, como se indica en la siguiente expresión:

$$a = R_T + h = 6378 \text{ km} + 700 \text{ km} = 7078 \text{ km}$$

Donde a es el semieje mayor, R_T es el radio de la Tierra, h es la altitud respecto el nivel del mar.



Inclinación (i): es el ángulo de referencia de la órbita con respecto a la eclíptica. La eclíptica se define como el lugar geométrico por donde transcurre el Sol alrededor de la Tierra, en su movimiento aparente visto desde la Tierra. Contiene la órbita de la Tierra alrededor del Sol. El ángulo de inclinación se calcula mediante la expresión:

$$\cos i + \left[-\frac{2}{3} \cdot \left(\frac{a \cdot (1 - e^2)}{R_T} \right)^2 \cdot \frac{\lambda}{J_2 \sqrt{\frac{G \cdot M}{a^3}}} \right] = 0$$

Donde a es el radio de la órbita en metros, R_T es el radio de la Tierra en metros, e es la excentricidad de la órbita, λ es igual a $2\pi/\text{periodo}$ de la Tierra alrededor del Sol en radianes partido segundo, J_2 es el segundo factor de forma dinámica según el método Kozai y es igual a $1082,645 \cdot 10^{-6} \text{ en } s^{-2}$, $G \cdot M$ es el producto de la constante de la gravitación universal y la masa de la Tierra que es igual a $398600 \cdot 10^3 m^3 \cdot s^{-2}$.

Sustituyendo los valores conocidos en la ecuación anterior se obtiene que $i = 98,19^\circ$.



Tiempo de paso por el perigeo (T): es el tiempo que transcurre entre el paso por el nodo ascendente y el perigeo. Al ser la órbita de tipo circular este valor carece de importancia.



Argumento del perigeo (ω): la orientación de la órbita queda descrita localizando el perigeo con respecto al nodo ascendente. Este ángulo, ω , se conoce como el argumento del perigeo, y se mide positivamente en el sentido de movimiento del satélite.

Una vez definidos los parámetros y conceptos orbitales principales, pasamos a aplicar otros parámetros de interés a la órbita de nuestro micro satélite. Uno de esos parámetros es la velocidad lineal de satelización que, recordemos, es la velocidad lineal a que debe orbitar un cuerpo para que mantenga una órbita circular con un radio de órbita a :

$$u_c = \sqrt{\frac{GM}{a}} = 7505 \text{ m/s}$$

Los valores de los parámetros son conocidos y dados anteriormente. Esta fórmula da un resultado de 7505 m/s, velocidad a la cual orbitará el micro satélite Delfos.

Una vez obtenida la velocidad tangencial se puede calcular la velocidad angular y el periodo del satélite con las fórmulas del movimiento circular uniforme. Para la velocidad angular procederemos a aplicar la formula:

$$\omega = \frac{u_c}{a} = 0,001 \text{ rad/s}$$

Para el periodo orbital:

$$T = \frac{2\pi}{\omega} = 5926,21 \text{ s} = 1,65 \text{ horas}$$

Y para las revoluciones por día:

$$0,001 = \frac{\text{rad}}{\text{s}} \cdot \frac{1 \text{ revolución}}{2\pi \text{ radianes}} \cdot \frac{3600 \text{ segundos}}{1 \text{ hora}} \cdot \frac{24 \text{ horas}}{1 \text{ día}} = 14,58 \frac{\text{revoluciones}}{\text{día}}$$

Es decir, el satélite pasará por encima del mismo punto de la órbita una vez cada hora y 38 minutos. Además, para que la orientación del plano de la órbita sea constante con respecto al Sol, éste debe precesionar⁴ a una velocidad angular dada por la expresión:

$$\omega_p = -\frac{3}{2} \cdot \left(\frac{R_T}{a}\right)^2 \cdot J_s \cdot \omega \cdot \cos i$$

Con los valores obtenidos anteriormente para cada parámetro el resultado es que la velocidad de precesión del plano de la órbita debe ser de $\omega_p = 0,99 \text{ grados/día}$ hacia el este.

3.3.2. ECLIPSE

El tiempo de eclipse para una órbita circular en horas se puede expresar como:

⁴ La precesión o movimiento de precesión nutación, es el movimiento asociado con el cambio de dirección en el espacio, que experimenta el eje instantáneo de rotación de un cuerpo.

$$T_e = \frac{1}{2} + \frac{1}{\pi} \cdot \sin^{-1} \left[\frac{\left(1 - \left(\frac{R_T}{a} \right)^2 \right)^{\frac{1}{2}}}{\cos i} \right]$$

Donde todos los parámetros son conocidos y ya explicados anteriormente. Esta fórmula nos da como resultado un eclipse de 17,21 minutos de duración.

3.3.3. TRAZA DE LA ÓRBITA

La traza de un satélite se define como el lugar geométrico de los puntos de la superficie de la Tierra directamente sobrevolados por el vehículo. Para órbitas circulares las trazas tienen forma de senoide, y para cada órbita del satélite se van desplazando hacia el oeste debido a la rotación de la Tierra.

Recordando los datos calculados en el apartado anterior se tiene que $i = 98,1867^\circ$ y $a = 7078 \text{ km}$. Además, se deben tener en cuenta la latitud⁵ y la longitud⁶ del centro de lanzamiento, pues serán los valores iniciales para ambas magnitudes. Más adelante se describe con detalle el centro de lanzamiento elegido, sin embargo se puede adelantar su localización: $\phi_0 = 5^\circ$ latitud norte y $\lambda_0 = 52^\circ$ longitud oeste. Para calcular los parámetros de la traza se utilizan las expresiones siguientes, donde la variable independiente es el tiempo t y el resto son magnitudes con valor conocido:

$$\phi = \arcsin \left(\sin i \cdot \sin \left(R_T \cdot \sqrt{\frac{g_0}{a^3}} \cdot t \right) \right)$$

Donde ϕ es la latitud, g_0 es la aceleración de la gravedad y vale $9,81 \text{ m/s}^2$.

Para la longitud utilizaremos la fórmula:

$$\lambda = \Omega - (\omega \cdot t + \phi_0) + \arctg \left(\cos i \cdot \tan \left(R_T \cdot \sqrt{\frac{g_0}{a^3}} \cdot t \right) \right)$$

Y para el desplazamiento del nodo ascendente ($\Delta\lambda$):

$$\Delta\lambda = -\omega \cdot \frac{2\pi}{R_T} \cdot \sqrt{\frac{a^3}{g_0}} = -24,75$$

⁵ La latitud es la distancia angular entre la línea ecuatorial (el ecuador), y un punto determinado del planeta, medida a lo largo del meridiano en el que se encuentra dicho punto.

⁶ La longitud en cartografía, expresa la distancia angular entre un punto dado de la superficie terrestre y el meridiano que se tome como 0° (es decir el meridiano base) medida a lo largo del paralelo en el que se encuentra dicho punto, una circunferencia cuyo centro es la intersección del eje de la Tierra con el plano del citado paralelo.

Donde ω es la velocidad angular de rotación de la Tierra respecto de su propio eje. El desplazamiento del nodo ascendente es constante e igual a $-24,75$. Recordemos que el nodo ascendente se define como la distancia entre los máximos y mínimos de la traza.

Una vez calculados todos los parámetros orbitales del satélite podemos proceder a representar su traza sobre un mapamundi en 2D (véase figuras 15 y 16).



Figura 15. Trazo de la órbita del Delfos pasando por la zona más conflictiva en cuanto a piratería se refiere

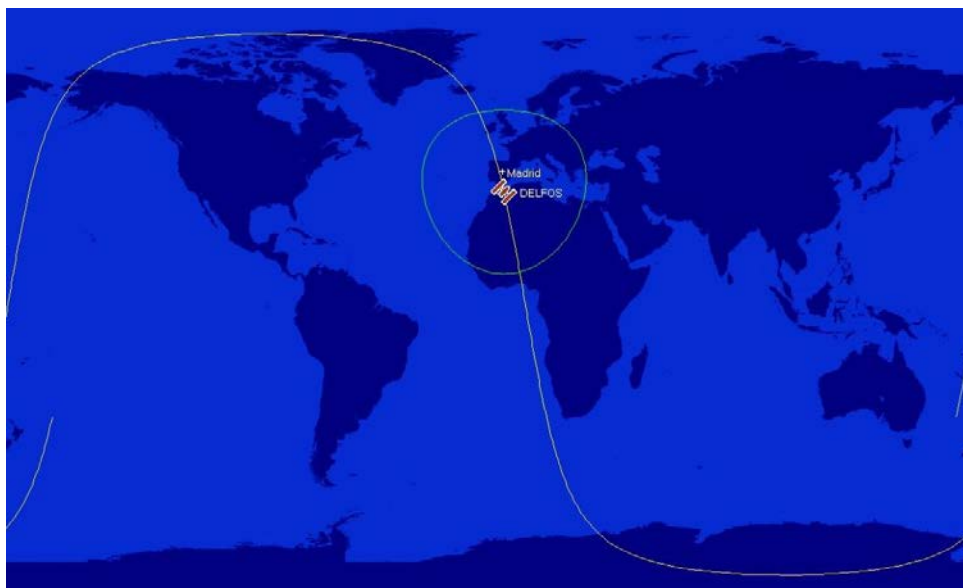


Figura 16. Trazo de la órbita del Delfos a su paso por Madrid



Figura 17. Trazo de la órbita del Delfos representada en tres dimensiones

BIBLIOGRAFÍA

- [1] Introducción a la Ingeniería Aeroespacial; Sebastián Franchini y Óscar López García
- [2] <http://es.wikipedia.org/wiki/%C3%93rbita>
- [3] http://www.upv.es/satelite/trabajos/Grupo12_99.00/orbitas.htm
- [4] http://4.bp.blogspot.com/_A1tfTPC2UHQ/SuVI6n2y8LI/AAAAAAAAANA/3gcxCynLZKM/s320/intrmov2.gif
- [5] <http://www.astromia.com/solar/sol.htm>
- [6] <http://www.astromia.com/solar/tierra.htm>
- [7] <http://www-personal.umich.edu/>
- [8] Spacecraft Power Systems; Mukund R. Patel. CRC Press. 2005
- [9] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.

4. LANZADOR

Los vehículos lanzadores son los únicos artefactos creados por el hombre capaces de situar carga en órbita, objetivo de muy alta complejidad que solamente puede alcanzarse con la tecnología más puntera, y que obliga a los diseñadores a la introducción de amplísimos coeficientes de seguridad para absorber el alto riesgo de las misiones.

La reducción de riesgos y de costes resulta fundamental para las empresas que trabajan en el sector, y el indicador más adecuado para conocer el éxito de su gestión es el número de lanzamientos sin fallo.

Como ya se comentó en el capítulo de introducción, la industria de los servicios de lanzamiento tiene su germen en la guerra fría. Bajo la tensión existente, las dos potencias rivales resultantes de la segunda guerra mundial desarrollaron en paralelo la tecnología necesaria para el lanzamiento preciso de bombas atómicas mediante misiles estratégicos. De este modo, los gobiernos de ambos países hallaron las soluciones técnicas que abrirían al hombre la puerta del espacio, a los científicos nuevos campos de investigación y a las empresas nuevas formas de comercio. EEUU y la extinta URSS fueron los primeros países en entrar en la carrera espacial, desarrollando la industria de lanzadores. Hoy en día forman un primer grupo de países en los que los Estados subvencionan con sus misiones militares y científicas a empresas primordialmente nacionales, al mismo tiempo que son huéspedes y beneficiarios de la alta actividad de lanzamientos comerciales en su dominio. Un segundo grupo estaría compuesto por Europa, que como consorcio multinacional a través de *Arianespace* ha entrado posteriormente en la carrera espacial. Este continente merece una clasificación propia, dado que la política de los Estados que lo componen no es tan intervencionista y casi exclusivamente se dedica a lanzamientos comerciales. También China, India, Israel y Japón han entrado recientemente en la carrera espacial. Gracias a las inversiones de sus Estados, muy poderosos económicamente, han registrado lanzamientos -exclusivamente no comerciales- en los últimos años. En el año 2003, por ejemplo, China se convirtió en el tercer país en colocar a un hombre en el espacio, el primer Taikonauta.

La razón última de la demanda de servicios de lanzamiento es la necesidad del posicionamiento de pesos, o carga de pago, más allá de la troposfera. La tarea encomendada a la carga de pago no sólo determina las características de ésta, sino que también condiciona la elección del vehículo lanzador. Existe una amplia gama de familias de lanzadores en la actualidad, como son los Ariane, Atlas, Long March, Proton, Depnr, etc... Cada una de estas familias está operada por una o varias compañías, y de las características técnicas de cada vehículo dependerá la elección que haga el contratante. Según un estudio reciente, las principales preocupaciones de los clientes son, por este orden:



Fiabilidad del lanzador: los datos históricos de los distintos tipos de lanzadores demuestran que el porcentaje de fallos disminuye con el número de operaciones, reduciéndose por debajo del 20% a partir de los 100 lanzamientos. Esta peligrosidad hace que la carga de pago tenga que cumplir unos estrictos requisitos. En ningún caso deben modificar el comportamiento del lanzador. Esta situación

provoca en ocasiones un completo rediseño del producto. En algunos casos, las modificaciones son incluso más costosas que la elección de otro lanzador.

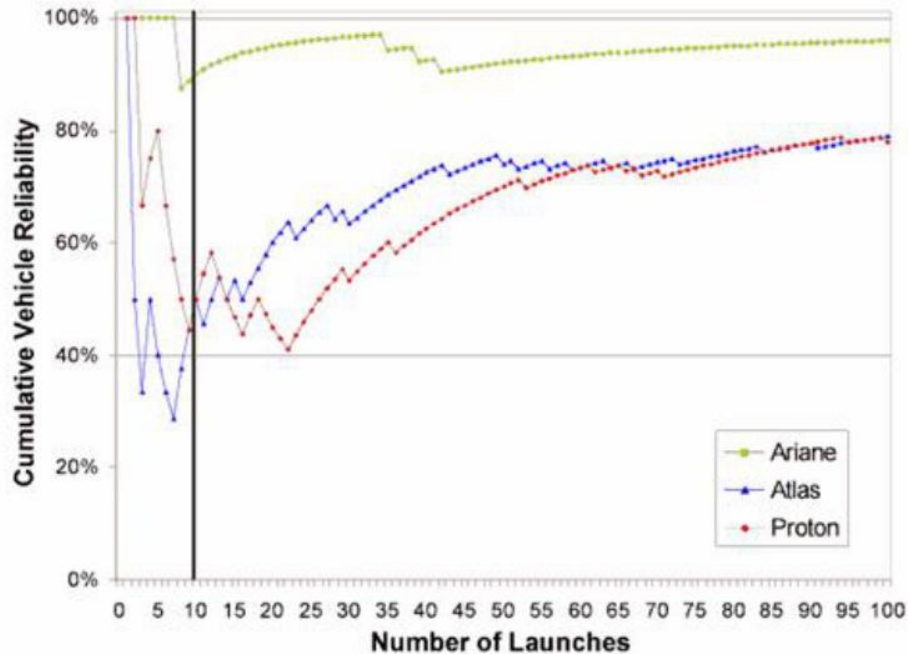


Figura 18. Representación en tanto por ciento de éxitos en el lanzamiento por lanzador [3]



Capacidad para realizar la misión: cada vehículo lanzador está capacitado para elevar un peso máximo y para alcanzar ciertas órbitas. Comercialmente, las órbitas más empleadas son las LEO y las GEO.



Precio: el hecho de que las actuaciones y fiabilidad del lanzador sean más importantes que el precio no quiere decir que éste sea un factor secundario; las pérdidas económicas por el fracaso de la misión superan con creces el precio del lanzamiento.



Disponibilidad: la disponibilidad hace referencia a las políticas de expansión de las compañías. El alto coste que supone situar un satélite en órbita (no sólo el lanzamiento) hace que las compañías tengan que idear estrategias de lanzamiento que permitan repartir los costes en el tiempo. Otras veces, la agenda de lanzamientos viene impuesta (renovación de satélites de navegación) o simplemente se necesita una fecha determinada (proyectos de exploración científicos)



Relaciones entre empresas y términos de contrato: las relaciones entre empresas están condicionadas a menudo por factores como la imagen que tenga el equipo lanzador en temas como profesionalidad o flexibilidad ante las necesidades del cliente, y sobre todo por la experiencia adquirida. Los acuerdos comerciales

consisten en general en la negociación de una serie de lanzamientos a medio plazo. En ocasiones, la empresa lanzadora puede variar ciertos parámetros como fechas y tipo de lanzador o añadir cargas de pago externas en el lanzamiento. En términos de contrato tratan temas tan dispares como las responsabilidades en caso de pérdida, deterioro o mala colocación de la carga de pago, compensación por retrasos, forma de pago, etc.

4.1. ELECCION DEL LANZADOR

Para situar al micro satélite Delfos en la órbita establecida se requerirá de un lanzador. Es por ello que después de un estudio preliminar se ha decidido que, básicamente, se va tener que escoger entre dos lanzadores de la Agencia Espacial Europea: El Vega o el Ariane 5.

4.1.1. ARIANE 5

El principal motivo por el cual el Ariane 5 es un firme candidato es su elevada fiabilidad, agilización de trámites para la gestión del Delfos como carga de pago secundaria y por último, al igual que el Vega, por su diseño, desarrollo y fabricación europeos.



Figura 19. Lanzador ARIANE 5

Como características a destacar se puede mencionar que el Ariane 5 incorpora un alto nivel de redundancia en sus distintos sistemas eléctricos y equipos, lo cual permite obtener una gran fiabilidad durante la operación. También utiliza componentes más estandarizados que sus predecesores. El Ariane 5 representa un salto cualitativo en la tecnología de lanzamiento. Durante el despegue el 90% del empuje del Ariane 5 se encuentra producido por dos cohetes propulsores sólidos. Una etapa principal criogénica proporciona el impulso para el resto de la primera parte del vuelo hasta la separación de la etapa superior. Para mejorar aún más su capacidad de elevación, el Ariane 5 está equipado con una etapa superior criogénica impulsada

por un motor criogénico del Ariane 4, el cual, habiendo sido lanzado 116 veces con éxito, ya ha demostrado su gran fiabilidad.

La etapa criogénica principal del Ariane 5 es la H158 (H173 para el Ariane 5 ECA) y se denomina EPC (Primera Etapa Criogénica, por sus siglas en francés). Consiste en un gran tanque de 30,5 metros de altura con dos compartimentos, uno para 130 toneladas de oxígeno líquido y otro para 25 toneladas de hidrógeno líquido, más un motor Vulcain en la base capaz de generar una fuerza de 1,13 MN. El peso de esta etapa se encuentra en torno a las 15 toneladas en vacío. A ambos lados de la etapa criogénica principal se encuentran dos propulsores de combustible sólido, los P238 (P241 para el Ariane 5 ECA). Cada uno de ellos pesa 277 toneladas lleno y es capaz de proporcionar un empuje de 6,2 MN. Estos propulsores disponen de unos paracaídas que los hacen aterrizar sobre el mar para que de esta forma puedan ser recuperados. Esto permite que puedan ser examinados detenidamente con el fin de encontrar posibles defectos, aunque bajo ningún concepto vuelven a ser utilizados de nuevo para posteriores misiones. La segunda etapa está encima de la etapa principal y por debajo de la carga. El Ariane 5G utiliza la EPS (Etapa propulsora almacenable, por sus siglas en francés), que está propulsada por monometilhidracina ($CH_3N_2H_3$) y tetraóxido de nitrógeno (N_2O_4), mientras que el Ariane 5 ECA usa la ESC (etapa superior criogénica por sus siglas en francés), la cual está propulsada por hidrógeno líquido y oxígeno líquido. La carga y las etapas superiores están cubiertas durante el lanzamiento por una carcasa que reduce la resistencia aerodinámica, y que se separa cuando alcanza suficiente altura.

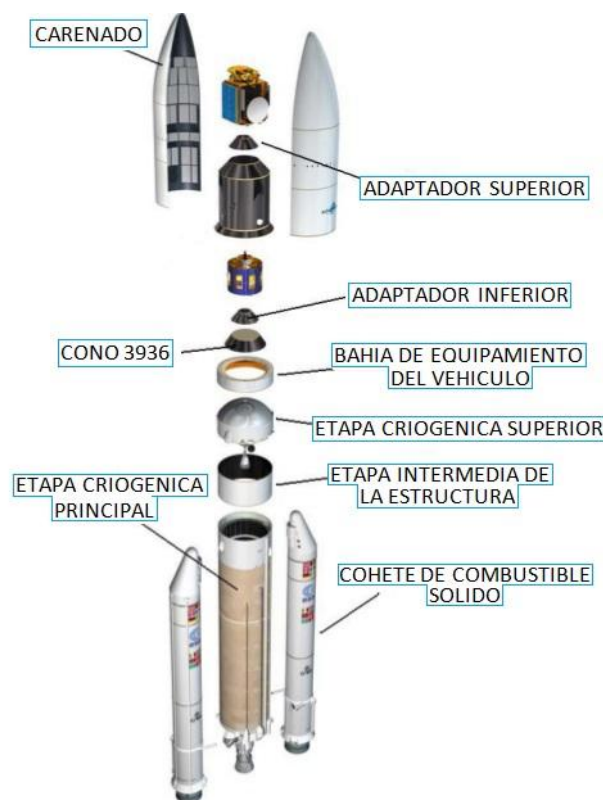


Figura 20. Estructura básica lanzador ARIANE 5

El Ariane 5 es capaz de colocar cargas pesadas en órbita Geoestacionaria. Además, este lanzador también es óptimo para el lanzamiento del remolcador espacial o vehículo de Transferencia Automatizado (ATV) hacia la estación Espacial Internacional, cuya principal misión es la de reabastecer de suministros a los tripulantes de la estación. La empresa encargada del lanzador es Arianespace, la cual gestiona la operación tanto en órbitas de transferencia geoestacionaria, órbita circular polar, órbitas inclinadas y las misiones de escape.

Con la familia Ariane, la experiencia Arianespace pasó a ser desde mediados de 2011, de más de 340 contratos de lanzamiento, 202 vuelos, 294 satélites lanzados (inclusive carga de pago secundaria), y 47 cargas útiles auxiliares en marcha, durante un período de 31 años.



Figura 21. Comparativa entre los diferentes lanzadores ARIANE

4.1.2. VEGA

Otra sólida propuesta como lanzador para el Delfos sería el Vega, donde el micro satélite viajaría como carga de pago secundaria.

Vega es un cohete de lanzamiento desarrollado conjuntamente por la Agencia Espacial Italiana (ASI) y la Agencia Espacial Europea (ESA) desde 1998, con el primer lanzamiento previsto para febrero de 2012 desde el puerto espacial de Kourou. Ha sido diseñado para lanzar pequeñas cargas: satélites de 300 a 2000 kg para misiones científicas y de observación de la Tierra en órbitas bajas y polares.



Figura 22. Representación gráfica del Lanzador VEGA

Este “pequeño” lanzador fue desarrollado, como se comentó anteriormente, dentro de un programa europeo bajo la tutela de la European Space Agency (ESA). El principal contratista de Vega es ELV S.p.A., una sociedad empresarial de Fiat Avio y de la Agencia Espacial Italiana (Agenzia Spaziale Italiana). Italia es el mayor contribuyente al programa con un 65%. Otros participantes son Francia (15%), España (6%), Bélgica (5,63%), Holanda (2,75-3,5%), Países Bajos (5,63%), Suiza (1,34%) y Suecia (0,8%)

Vega tiene un papel fundamental dentro de la familia de lanzadores europeos, completando al Ariane (el cual está optimizado para grandes satélites en misiones GTO y LEO) y al Soyuz (diseñado para satélites medianos en órbitas GTO y LEO).



Figura 23. Comparativa de diferentes lanzadores

Se espera que ajustar el tamaño del lanzador al tamaño del satélite (ambos son de dimensiones reducidas) sirva para abaratar costes en comparación con los lanzadores más grandes y habituales de la ESA, como son los Ariane o el Soyuz. Además, la cuarta fase del lanzador está diseñada para cargar con pequeños vehículos científicos y otras cargas de pago ligeras. La capacidad límite de esta última fase es de 1500 kg en una órbita circular de 700 km de altitud. Estas características se ajustan muy bien a los requerimientos del micro satélite Delfos, con lo que parece innecesario un lanzador más grande y más costoso. El Delfos se alojaría en la cabeza del lanzador, dentro del compartimento de carga y protegido por el carenado con forma aerodinámica del extremo.

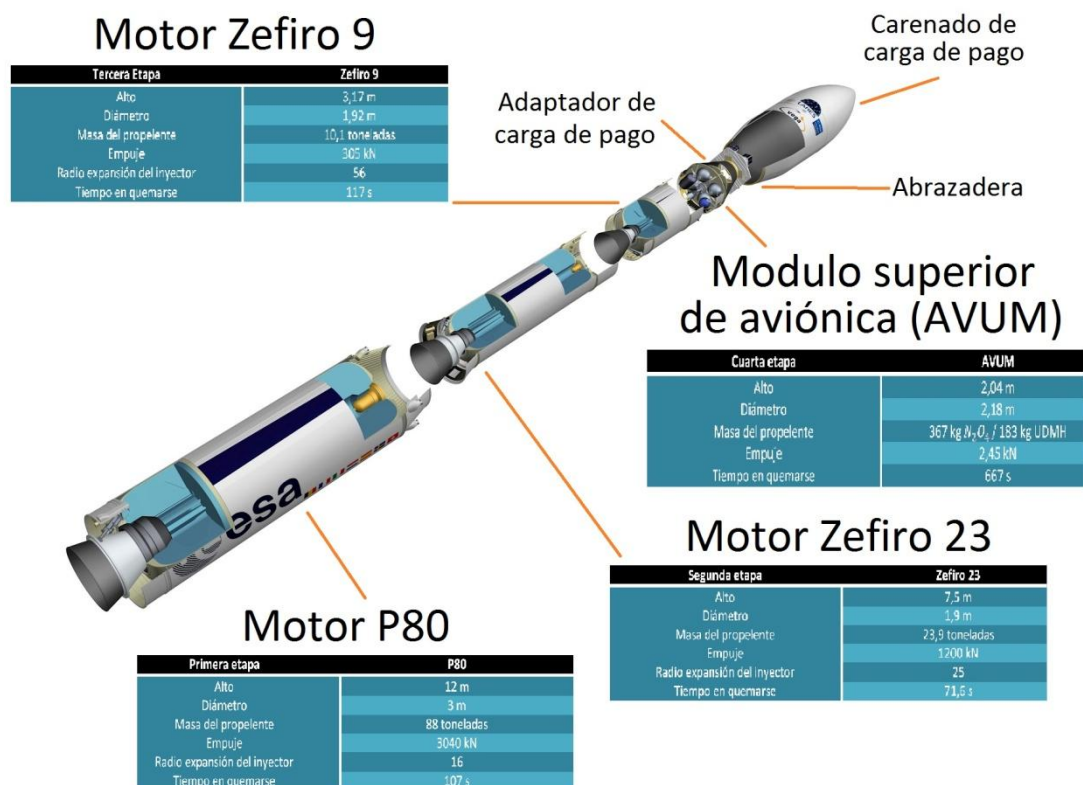


Figura 24. Estructura básica lanzador VEGA

Los satélites de observación terrestre, meteorológicos y científicos tienen como ventaja que el Vega tiene la capacidad de situarlos directamente en una órbita heliosíncrona (SSO por sus siglas en inglés), orbitas polares circulares o circulares con diferente inclinación.

La precisión de la inyección en la órbita está determinada principalmente por el AVUM (módulo superior de aviónica con propulsión propia de combustible líquido), capaz de proporcionar las correcciones del error en la tercera fase del vuelo. Mantener la precisión depende del tipo de misión, donde la precisión en la inyección se calcula como parte del análisis de la misión.

La duración del lanzamiento hasta la separación del vehículo en la órbita final depende del perfil de misión seleccionado, los parámetros orbitales, la precisión en la inyección y las condiciones de visibilidad de la estación de tierra en la separación. Es habitual que los

momentos críticos de la misión, tales como la separación de la carga de pago, sean llevados a cabo cuando las estaciones de tierra tienen visibilidad sobre el vehículo. Esto permite recibir en tiempo real la información relativa al evento, como las condiciones de separación. Para una inyección en una órbita circular a 700 km de altitud, la duración aproximada del lanzamiento oscila entre 1 h y 1 h y 30 min.

4.2. CONCLUSIONES

A pesar de tener que elegir entre dos grandes lanzadores, hay un factor que desequilibra la balanza: el coste. Dado que el Vega es un lanzador más pequeño, en cuanto a tamaño, y diseñado específicamente para satélites relativamente pequeños, se entiende que el coste de la misión será menor. Es por este motivo, básicamente, que el lanzador elegido para poner en órbita al Delfos será el Vega.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] www.aero.upm.es/.../4_8Industria_Aeroespacial_Lanzadores.pdf
- [2] http://es.wikipedia.org/wiki/Ariane_5
- [3] http://www.esa.int/SPECIALS/Launchers_Access_to_Space/SEM9UD67ESD_0.html
- [4] <http://esamultimedia.esa.int/>
- [5] http://es.wikipedia.org/wiki/Vega_%28cohetes%29
- [6] <http://infoet2012.blogspot.com.es/>
- [7] <http://www.sen.com/>
- [8] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Daniel García Leis.
- [9] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.
- [10] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Alejandro Pila Vigalondo.

5. LANZAMIENTO

5.1. BASE DE LANZAMIENTO

La Agencia Espacial Europea (ESA) lleva a cabo el lanzamiento de sus cohetes en el centro espacial de la Guayana (CEG) el cual se encuentra localizado en la Guayana Francesa, este terreno es un departamento francés de ultramar. Se halla en las costas del océano Atlántico en la parte norte de Sudamérica, próximo al ecuador, entre las latitudes de 2° a 6° norte y longitud de 50° oeste, véase la figura 3.12. El clima de la zona es de tipo ecuatorial con bajas variaciones de temperatura a lo largo del día y una humedad relativa bastante alta. El acceso a la región se puede llevar a cabo por mar y por aire. Hay vuelos todos los días desde y hasta París. Los vuelos regulares a Norteamérica se realizan desde Guadalupe y Martinique, además las regulaciones administrativas y procedimientos formales son equivalentes a los aplicados en Francia o la Comunidad Europea. El centro espacial de la Guayana Francesa constituye el 25% del producto interior bruto de la región.



Figura 25. Comparativa de la situación geográfica de Francia y la Guayana francesa

La elección de la Guayana Francesa como ubicación del puerto espacial se debe a su proximidad al ecuador, al estar tan próxima, la inclinación de la órbita elíptica de transferencia es muy pequeña, entre 5° y 7°. Además el peso ahorrado en combustible, para corregir la inclinación de la órbita de transferencia, permite mayor vida útil al satélite, o bien dedicar mayor parte del satélite para equipos de comunicación. La Guayana Francesa como punto de lanzamiento también se beneficia del efecto honda, que es la energía creada por la velocidad

de rotación de la Tierra alrededor del eje de los polos. Esto aumenta en 460 m/s la velocidad de un lanzador. Por otra parte, gracias a su posición geográfica, el Puerto Espacial Europeo ofrece un ángulo de lanzamiento de 102° , lo que permite una amplia gama de misiones. La seguridad es igualmente importante, la Guayana Francesa está escasamente poblada y el 90% del país está cubierto por bosques ecuatoriales. Además no hay riesgo de ciclones o terremotos. Hasta la fecha, la ESA ha invertido más de 1.600 millones de euros en la mejora y el desarrollo de las instalaciones de tierra en el puerto espacial europeo. La ESA es propietaria de la infraestructura especial construida para los lanzadores Ariane, esto incluye el lanzador y satélite, preparación de edificios, instalaciones de lanzamiento y una planta para la fabricación de combustible sólido. El Puerto Espacial Europeo se encuentra localizado entre los pueblos de Kourou y Sinnamary y se encuentra operativo desde el año 1968. Inicialmente, entre 1970 y 1975 fue utilizada por el CNES (*Centre National d'Etudes Spatiales*) para el lanzamiento de



Figura 26. Lanzamiento desde la Guayana francesa

cohetes Diamant B y Diamant BP4. A principios de la década de 1970 la ELDO (*European Launch Development Organization*) lanzó desde allí el cohete Europa II y con la creación de la Agencia Espacial Europea en 1975, Francia ofreció compartir esta base con la agencia. El centro espacial de la Guayana se encuentra gobernado por un acuerdo entre Francia y la Agencia Espacial Europea, siendo el día a día del centro gestionado por la Agencia Espacial Nacional Francesa en nombre de la Agencia Espacial Europea. Aunque tal y como se ha mencionado anteriormente el centro espacial esté gestionado Agencia Espacial Europea, desde él no solo tiene lugar el lanzamiento de los cohetes europeos Ariane y Vega, también se llevan a cabo lanzamientos de las naves rusas Soyuz. Esto es así desde el año 2003, cuando Francia y Rusia firmaron un acuerdo para el lanzamiento de cohetes rusos desde Kourou. Para poder llevar a cabo dichos lanzamientos tuvo que ser construida una nueva plataforma de lanzamiento de un coste aproximado de 344 millones de euros de los cuales 130 tuvieron que ser financiados por Rusia. El sitio de lanzamiento del Ariane 5 se encuentra localizado aproximadamente a 15 km del noreste del centro técnico del CEG.

5.2. VENTANA DE LANZAMIENTO

En general, las misiones espaciales están sometidas a condiciones que limitan las posibilidades de realizar el lanzamiento en una determinada fecha. Estas restricciones pueden ser debidas a las condiciones climáticas de la zona de lanzamiento o al entorno de la base. Asimismo, también existen los requerimientos técnicos y científicos debidos a la propia misión. Se debe llegar a un punto medio en el que se intenten satisfacer en la medida de lo posible al máximo cada requerimiento. Por definición, la ventana de lanzamiento para una misión espacial es el intervalo de tiempo dentro del cual debe lanzarse un cohete con el fin de alcanzar el objetivo prefijado. En otras palabras, son las oportunidades de lanzamiento que satisfacen las restricciones impuestas a esa misión. En el caso del proyecto que nos ocupa, al haber elegido como centro de lanzamiento una base situada en un clima tropical se deberá tener especial cuidado en no hacer coincidir el lanzamiento con la época de grandes lluvias. Para la Guayana Francesa, las mayores precipitaciones son entre los meses de abril y agosto, por lo que la ventana de lanzamiento según este parámetro va desde septiembre hasta marzo. En el aspecto técnico del satélite, al ser un proyecto de observación de la Tierra no hay restricciones científicas ni técnicas.



BIBLIOGRAFÍA

- [1] http://es.wikipedia.org/wiki/Guayana_Francesa
- [2] <http://www.cnes.fr/web/CNES-fr/6919-cnes-tout-sur-l-espace.php>
- [3] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Daniel García Leis.
- [4] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.
- [5] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Alejandro Pila Vigalondo.

6. CARGA DE PAGO

El objetivo principal de este capítulo es realizar un diseño preliminar del sensor óptico (cámara) que irá a bordo del satélite propuesto. El subsistema óptico capta la radiación electromagnética (dentro del espectro visible) de la escena y la transforma mediante un sensor (CCD)⁷ en energía eléctrica. Esta señal se manda a tierra y allí se procesa e interpreta.

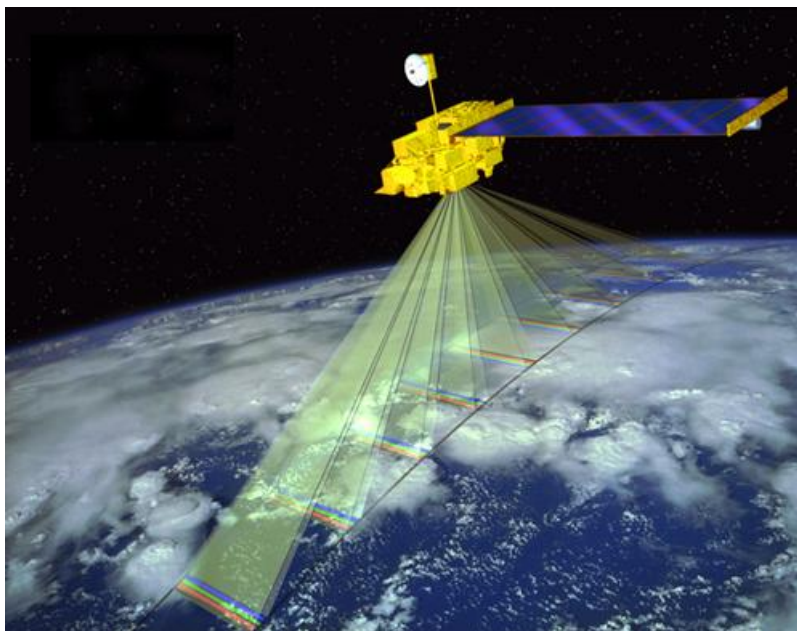


Figura 27. Representación de la toma de imágenes

Dentro del mundo de la ingeniería, existen dos posibles opciones a la hora de elegir cámara. La primera es la comercial, es decir, comprar una cámara de la industria que verifique todos los requerimientos de la misión de la forma más óptima. La segunda es diseñar el sistema (CCD; Lentes/espejos) con el objetivo de cumplir con los parámetros y restricciones. En este proyecto se ha optado por la primera opción, ya que realizar el diseño completo de un sistema óptico llevaría tiempo y dinero, y estos costes se verían reflejados en el precio final del proyecto. La ventaja de que se diseñara completamente la cámara desde cero es que se tendría una que cumpliera exactamente con los requerimientos, es decir, estaría adaptada completamente al satélite. Sin embargo, se ha considerado que las desventajas, principalmente económicas, son mayores que los beneficios, así que se descarta dicha opción.

⁷ Un charge-coupled device o CCD (en español «dispositivo de carga acoplada») es un circuito integrado que contiene un número determinado de condensadores enlazados o acoplados. El término CCD es conocido popularmente como la designación de uno de los elementos principales de las cámaras fotográficas y de video digitales. En éstas, el CCD es el sensor con diminutas células fotoeléctricas que registran la imagen. Desde allí la imagen es procesada por la cámara y registrada en la tarjeta de memoria

La elección de la cámara es un tema complejo, ya que depende de bastantes variables. Con el objetivo de reducir el consumo de potencia al máximo así como la complejidad del sistema, se han elegido cámaras sin partes móviles y un modo de operación discreto en vez de continuo. Con el objetivo de encontrar la cámara fotográfica que mejor se adapte a nuestros requerimientos, se ha realizado un análisis de tres empresas internacionales líderes en el sector: Surrey, Satrec Initiative y Hamamatsu photonics.

Esta clasificación se ha realizado empleando el criterio de bajo coste, masa y potencia. Es decir, se han suprimido opciones que sean demasiado pesadas, consuman demasiada potencia, o tengan unas dimensiones no acordes con la envolvente geométrica del satélite. A continuación se realizará un breve análisis de algunas de las empresas así como sus productos para adaptarlos al Delfos.

6.1. SURREY

La Universidad de Surrey es pionera en el desarrollo de satélites desde el comienzo de su programa UoSAT. En la última década, Surrey se ha ganado una reputación a nivel internacional como pionera e innovadora en el campo de los pequeños satélites, combinando investigaciones académicas con ambientes comerciales. Dentro de esta empresa, se han evaluado los siguientes modelos: SSTL CHRIS y SSTL VHR150.

6.1.1. SSTL CHRIS

El modelo SSTL CHRIS es un sistema hiperspectral muy versátil, con más de 11 años de experiencia en vuelo destacando, entre otras cosas, una selección programable en vuelo de distintas bandas espectrales, ancho de banda, y distancia al suelo (GSD del inglés Ground Samplig Distance). La han utilizado satélites desplegados en 2001 y su resolución



Figura 28. SSTL CHRIS

espacial es más alta de todos los sistemas hiperespectrales desplegados en satélites del mundo. Es capaz de proporcionar varias imágenes de la Tierra en distintos anchos de banda simultáneamente. Proporcionado una gran flexibilidad a la hora de tomar imágenes. El modelo SSTL CHRIS toma las imágenes utilizando un scan de barrido. Una línea estrecha de la imagen que queremos tomar se proyecta a través del espectrómetro y se divide en las diferentes bandas de frecuencia que la componen. Una vez hecho eso, los datos se almacenan para posteriormente cuando pase sobre la estación de seguimiento ser enviados. A continuación se procede con la línea inmediatamente siguiente a la anterior y se va barriendo todo el área a fotografiar. Si se es capaz de configurar las bandas de frecuencia correctamente, se puede llegar a distinguir objetivos ocultos, sustancias ajenas a un medio (como pueden ser vertidos de petróleo) y depósitos de sustancias químicas. Este modelo es el más vendido de la compañía debido a un equilibrio peso-resolución-precio bastante singular y en nuestro caso, bastante atractivo.

Tabla 3. Características SSTL CHRIS

Parámetro	Valor
Masa	14 kg
Potencia (durante captura)	< 9 W
Longitud de foco	746 mm
Campo de visión	1,24°
Matriz del sensor	Detector CCD 748 x 748
Digitalización	12 bit
GSD	17 m a 560 km
Ancho de franja	13 m a 560 km
Resolución espectral	1,3 – 11,3 nm
Rango espectral	415 – 1.050 nm
Bandas simultaneas	18 (17 m GDS)
Resolución espacial completa	
Banda simultanea	61 (34 m GDS)
Resolución espacial media	

6.1.2. SSTL VHRI50

Esta cámara es compacta, de una muy alta resolución y realiza también un escaneado de



Figura 29. SSTL VHRI50

barrido de baja potencia. Es capaz de proveer de una ultra-alta resolución en 5 distintas bandas de frecuencia, usando 5 matrices lineales de detectores orientadas en una determinada dirección. A continuación se presenta una tabla informativa (también proporcionada por el fabricante) donde se destacan sus características principales. Esta cámara está totalmente fuera de alcance de los micro satélites. Tiene un elevadísimo peso para el satélite propuesto. Tampoco satisface los requerimientos de potencia, ya que a primera vista podría tener una demanda de energía superior a la que pudiera generar el Delfos.

Tabla 4. Características SSTL VHRI50

Parámetro	Valor
Masa	41 kg
Potencia (durante captura)	55 W
Longitud de foco	3360 mm
Ángulos de visión	$\pm 0,84 \times \pm 0,23$ ($\pm 0,87^\circ$ diag)
Digitalización	12 bit
S:N de 0,2 de albedo	>100
GSD	2m
Ancho de franja	20 km
Banda espectral	Pancromática y 4 multiespectral Rojo, azul, verde e infrarrojo

6.2. SATREC

6.2.1. IRIS

La cámara se ha diseñado como un escáner de barrido con tres líneas individuales de escaneo. La verde (de longitudes de onda entre 520-600 nm), roja (630-690nm) y la del infrarrojo cercano (NIR), DE ENTRE 760-890nm.

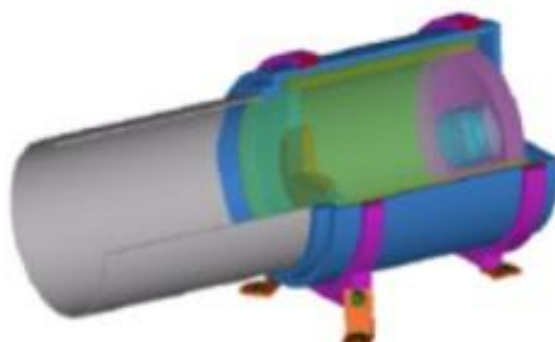


Figura 30. IRIS

Cada detector lineal consiste 5000 elementos activos, todos ellos fabricados de la misma lámina de silicio y posterior mente recubiertos de los distintos filtros de interferencia para cada característica espectral (NIR, verde y rojo). El sistema IRIS está equipado con un módulo de control de procesado de señal redundante. A continuación se presenta una tabla identificativa.

Tabla 5. Características IRIS

Parámetro	Valor
Bandas espectrales	0,52 – 0,60 ; 0,63 – 0,69 ; 0,76 – 0,89 μm
Distancia de muestra de tierra	10 m
Ancho de franja	>50 km
Función de transferencia de modulación	15%
Radio de ruido de la señal	>100
Diámetro de apertura	120 mm
Cuantificación de la señal	10 bits
Ganancia de la señal	Programable
Memoria másica	8 Gigabits
Masa	<12 kg
Dimensiones físicas	180 x 530 mm (sólo telescopio)
Pico de consumo de potencia	<25 W

Este modelo está más cerca que el SSTL VHRI 250 de cumplir las características límites, sin embargo, también las sobrepasa, ya que según un diseño preliminar excede en masa y consumo.

6.3. HAMAMATSU PHOTONICS

Hamamatsu Photonics es una empresa internacional con 50 años de experiencia en la fabricación de componentes optoelectrónicos. La filosofía de la compañía consiste en centrar sus esfuerzos en la continua innovación de la tecnología, la alta calidad de los productos así como la gran variedad de aplicaciones, lo cual la hace una empresa líder en la industria. Hamamatsu cubre todo el espectro de luz y llega hasta la detección de un solo fotón. Además dicha compañía fabrica desde componentes tales como fotodiodos o CCD hasta grandes sistemas de imagen y de HTS, tanto para usuarios finales, como diseños a medida para suplir las necesidades de sus clientes.

6.3.1. C9300-024

El modelo de cámara C9300-024 de Hamamatsu Photonics es una cámara digital de alta resolución que emplea un chip de transferencia al CCD de alta velocidad. Posee una resolución de cuatro millones de píxeles, bajo ruido e incluso es capaz de tomar fotografías a 6 fps⁸. Para poder lograr esa gran disminución del ruido emplea refrigeración mediante el efecto Peltier⁹. Esta cámara, junto con la CHRIS, satisface los requerimientos y restricciones de la misión. Sin embargo, la propuesta de Hamamatsu no está cualificada para participar en actividades espaciales por lo que se puede descartar directamente.



Figura 31. C9300-024

6.4. CONCLUSIONES

Después de haberse hecho un estudio preliminar en el que los factores predominantes han sido el peso, la calidad, el consumo y el coste, se ha decidido que el Delfos sea equipado con la cámara SSTL CHRIS. Para remarcar el concepto y la importancia a la hora de tener en cuenta el consumo, se adelanta que más adelante se procederá a simular el sistema de potencia con las diferentes cámaras elegidas y se demostrará la viabilidad de la SSTL CHRIS en el microsatélite Delfos.

⁸ Medida de la frecuencia a la cual un reproductor o captador de imágenes genera distintos fotogramas. Seis fps significa que el dispositivo capta seis fotografías por segundo.

⁹ Al pasar una corriente a través de un circuito de dos metales soldados, una de las soldaduras se enfría mientras la otra se calienta, actuando el sistema como una bomba de calor.

BIBLIOGRAFÍA

- [1] <http://spaceplace.nasa.gov/>
- [2] http://jp.hamamatsu.com/products/camera/pd344/5040/c9300024/index_en.html
- [3] <http://www.sstl.co.uk>
- [4] <http://www.satreci.com/eng/>
- [5] http://es.wikipedia.org/wiki/Im%C3%A1genes_por_segundo
- [6] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.
- [7] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Alejandro Pila Vigalondo.

7. CONTROL DE ACTITUD

7.1. ESTABILIDAD DEL SATÉLITE

La explicación de la necesidad de un sistema de control de actitud se observa al aplicar la mecánica del sólido rígido al satélite, considerando los ejes del mismo como principales de inercia, lo cual hace que los productos de inercia sean nulos. Tras la aplicación del teorema del momento cinético particularizado para ejes principales de inercia se obtienen las ecuaciones de Euler:

$$\begin{cases} M_1 = I_1 \dot{\omega}_1 + (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \\ M_2 = I_2 \dot{\omega}_2 + (I_1 - I_3) \omega_3 \omega_1 \\ M_3 = I_3 \dot{\omega}_3 + (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \end{cases}$$

Se considera que no existen momentos exteriores aplicados ($\vec{M}_0 = 0$)

$$\begin{cases} I_1 \dot{\omega}_1 = (I_3 - I_2) \omega_2 \omega_3 \\ I_2 \dot{\omega}_2 = (I_1 - I_3) \omega_3 \omega_1 \\ I_3 \dot{\omega}_3 = (I_2 - I_1) \omega_1 \omega_2 \end{cases}$$

De donde podemos observar que si no hay rotación alrededor de dos ejes principales, la rotación alrededor del tercer eje será constante.

La velocidad angular se vuelve constante cuando se alinean los ejes máximos y mínimos, por lo tanto particularizado en las ecuaciones anteriores para la velocidad angular de valor $(\omega_1, \omega_2, \omega_3) = (\omega_0 + \varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3)$ suponiendo $|\varepsilon_1|, |\varepsilon_2|, |\varepsilon_3| \ll 1$, se obtiene

$$\begin{cases} I_1 \dot{\varepsilon}_1 = 0 \\ I_2 \dot{\varepsilon}_2 = (I_1 - I_3) \varepsilon_3 \omega_0 \\ I_3 \dot{\varepsilon}_3 = (I_1 - I_2) \varepsilon_2 \omega_0 \end{cases}$$

Donde derivando dos veces la expresión y sustituyendo para eliminar la primera derivada se obtiene

$$\begin{aligned} \ddot{\varepsilon}_2 + \frac{(I_1 - I_2)(I_1 - I_3)}{I_2 I_3} \omega_0^2 \varepsilon_2 \\ \ddot{\varepsilon}_3 + \frac{(I_1 - I_2)(I_1 - I_3)}{I_2 I_3} \omega_0^2 \varepsilon_3 \end{aligned}$$

Es decir, la condición para que se produzca estabilidad dinámica es

$$\frac{(I_1 - I_2)(I_1 - I_3)}{I_2 I_3} \omega_0^2 > 0$$

Por lo tanto

$$(I_1 - I_2)(I_1 - I_3) > 0$$

De donde se concluye lo siguiente

$$\text{Si } I_1 < I_2, I_3 \rightarrow \text{estabilidad temporal}$$

$Si I_1 > I_2, I_3 \rightarrow \text{estabilidad permanente}$

$Si I_2 < I_1 < I_3 \rightarrow \text{inestable}$

La estabilidad permanente se logra gracias al sistema de control de actitud, el cual logra este efecto por medio de distintos procedimientos que se detallan a continuación.

7.2. SISTEMA DE CONTROL DE ACTITUD

El sistema de control de orientación o actitud se encarga de determinar y controlar la orientación del satélite en el espacio. Esto no sólo es importante para apuntar la cámara hacia donde se desee observar, sino para mantener las comunicaciones en la dirección de las estaciones terrestres, los paneles solares en dirección del Sol, el equipo sensible a la radiación solar, etc.

Un sistema de control de actitud consta principalmente de las siguientes partes:



Sensores, que se encargan de proporcionar la medida de la actitud del dispositivo espacial. Existen tres tipos fundamentales de sensores, de acuerdo al fenómeno físico en el que se basan

- Ópticos: detectan la dirección relativa de un cuerpo planetario o estelar
- Mecánicos (giróscopos): miden la velocidad angular del vehículo respecto a un sistema de referencia inercial
- Magnéticos: solo se pueden usar en la proximidad de planetas con un campo magnético de intensidad suficiente



Actuadores, encargados de producir el par deseado que permita llevar a cabo la estabilización. Existen diferentes tipos de actuadores para controlar la actitud de un vehículo espacial, de ellos pueden mencionarse

- Propulsores: basados en la expulsión de masa a alta velocidad
- Ruedas/Volantes de inercia: discos de velocidad variable que controlan la actitud basándose en el intercambio de momento cinético
- Giróscopos de control de momento: son volantes de inercia que rotan a velocidad constante, pero que pueden ser desplazados angularmente, de forma que provocan una reacción por la conservación de momento cinético
- Magnetopares o varillas magnéticas: utilizan el campo magnético para provocar un par
- Elementos estructurales de control pasivo: mástiles, “booms”, disipadores, sistemas yo-yo, etc.



Sistemas encargados del control, que corrigen la actitud medida a la actitud deseada

El micro satélite propuesto se encontrará sometido a multitud de posibles perturbaciones que, sin el correspondiente sistema de actitud, lo desestabilizarían. Entre ellas en función de su origen podemos clasificarlas en dos categorías



Pares externos: resistencia aerodinámica (altitudes menores a 500 km), pares magnéticos (altitudes comprendidas entre 500 km y 35000 km), gradiente gravitatorio (altitudes comprendidas entre 500 km y 35000 km), pares solares (altitudes mayores de 700 km).



Pares internos: mecanismos en rotación, acción del sistema de propulsión, etc.

7.2.1. TIPOS DE SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD

Los sistemas de control de actitud pueden ser de dos tipos en función de que necesiten energía o no para su funcionamiento, pasivos o activos.

7.2.1.1. SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD PASIVOS

Son aquellos sistemas que no requieren de energía eléctrica para su funcionamiento. Entre los distintos tipos de sistemas pasivos pueden mencionarse los siguientes



Estabilización por rotación. Es un sistema simple y económico. Si el sistema es puramente pasivo el eje de rotación debe de ser el eje mayor. Se utiliza principalmente en vehículos con simetría de revolución. Las perturbaciones que afectan a un satélite equipado con este sistema provocarán un movimiento de nutación del eje de rotación, que puede ser eliminado mediante amortiguadores de nutación, aunque también se pueden emplear los propulsores para orientar este eje. Para acelerar o frenar la rotación se emplean normalmente propulsores (para acelerar) o sistemas yo-yo (para frenar).



Estabilización por rotación doble. Este sistema es empleado cuando la precisión de la actitud debe ser mayor que la lograda por el anterior sistema o debido a que por los requisitos de lanzamiento el vehículo no pueda ser doblado. Su funcionamiento se basa en un rotor (parte del vehículo móvil) que se encuentra girando a una cierta velocidad mientras que otra parte del vehículo llamada estator o no gira o lo hace muy despacio. Si el rotor adquiriese suficiente momento cinético la rotación podría tener lugar alrededor del eje menor produciendo una mejora en la maniobrabilidad.



Estabilización mediante gradiente gravitatorio. Se encarga principalmente de alinear al eje mayor perpendicular al plano de la órbita, el eje intermedio con la dirección de la órbita y el eje menor del vehículo con la vertical local. Estos requerimientos tienen que ser contemplados durante la fase de diseño, entre sus principales ventajas se encuentra que pueden llevar a cabo la estabilización de forma simple y barata, sin embargo en contraposición es un dispositivo lento y poco

preciso que además de requerir elementos disipadores proporciona baja maniobrabilidad y poca estabilidad en guiñada.



Estabilización con volante de inercia. Tiene el mismo funcionamiento que un sistema de rotación doble sin embargo incorpora en su interior un volante de inercia rotando a una cierta velocidad lo que permite eliminar así la necesidad de elementos externos rotatorios. El volante de inercia se suele colocar con el eje perpendicular al plano orbital combinándose con la estabilización mediante gradiente gravitatorio.



Estabilización por momentos magnéticos. Se realiza mediante el empleo de magnetopares que aprovechan el campo magnético planetario para orientar un vehículo mediante las fuerzas de Lorenz. Su principal inconveniente es que sólo resulta útil en las órbitas bajas de planetas cuyo campo magnético tenga la suficiente intensidad, además debido a que el campo magnético de la Tierra siempre apunta al norte, cada media órbita se debe cambiar la polaridad de los actuadores.

7.2.1.2. SISTEMAS DE CONTROL DE ACTITUD ACTIVOS

Son aquellos sistemas que requieren de energía eléctrica para su funcionamiento, es decir son aquellos sistemas que precisan de una fuente de energía y una lógica de control. Existen distintos tipos de sistemas activos de control de actitud



Sistema de control de reacción (RCS-Reaction Control Systems). Este sistema emplea un conjunto de propulsores que se encuentran distribuidos por todo el vehículo, permitiendo llevar a cabo la modificación de la actitud, se utiliza principalmente en aquellos sistemas que requieren una alta y/o rápida maniobrabilidad. Los propulsores suelen ser actuadores que siempre funcionan por saturación.



Sistemas de intercambio del momento angular. Este sistema emplea ruedas de reacción, volantes de inercia y/o CMGs (Giróscopos de Control de Movimiento). Se utiliza en aquellos vehículos que requieren una mayor precisión en la actitud, maniobrabilidad en los tres ejes y una estabilización en cualquier orientación independiente de los momentos de inercia. Entre sus principales inconvenientes se encuentra su alto coste y baja tolerancia a los fallos, además requiere un sistema propulsivo auxiliar (en algunos casos magnetopares) para poder descargar el momento de las ruedas y así evitar la saturación.

7.3. CONCLUSIONES

El sistema de control de actitud seleccionado será, aunque limitado, de tipo activo, debido a que se dispone de una potencia limitada para el funcionamiento del satélite propuesto, y al requisito de reducir el peso del sistema al máximo para reducir costes en la fase de

lanzamiento. Dentro de los sistemas de control de actitud activo se ha escogido finalmente la estabilización por gradiente gravitatorio. El motivo principal consiste en que debido a que el satélite propuesto se encontrará en una órbita relativamente baja, éste tenderá a estabilizarse con el eje de mínimo momento de inercia en orientación vertical, por lo tanto, mediante este sistema se aprovecha dicho efecto para estabilizar el satélite. Para lograr la estabilización requerida se empleará un brazo movido con un motor que dispondrá de una masa pesada en la punta (la cámara), lo cual permitirá que el satélite cumpla los requerimientos necesarios para aprovechar este efecto, además el control de actitud por gradiente gravitatorio apenas proporciona estabilidad en la guiñada por lo que el vehículo será libre de girar en torno a su eje vertical, las consecuencias que este giro tiene en la generación de energía en los paneles solares se encuentran expuestas más adelante.



BIBLIOGRAFÍA

- [1] Dinámica y control de actitud; Rafael Vázquez Valenzuela
- [2] Spacecraft attitude determination and control; James R. Wertz
- [3] PFC: “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Daniel García Leis.

8. DISEÑO ESTRUCTURAL

8.1. IDEALIZACIÓN ESTRUCTURAL

Para proceder al lanzamiento del microsatélite Delfos con el lanzador Vega primero se debe garantizar que se cumplen con los requisitos estructurales del mismo. Dichos requisitos se encuentran recogidos en el manual de usuario del Vega, editado por ArianSpace y disponible en internet. Este documento establece las condiciones que ha de cumplir el cliente que quiere emplear el Vega como lanzador de un vehículo espacial.

Se conoce el diseño estructural preliminar del microsatélite Delfos. La estructura primaria consiste en un cubo metálico de arista 0,5 m, dentro del cual irán dispuestas a las bandejas de instrumentos y equipos. También se incluirá una estructura secundaria alargada por donde se dispondrán todas las conexiones hacia la carga de pago, situada en el extremo de ésta. A priori se ha pensado en instalar tres bandejas metálicas, perpendiculares al eje Z, que irán sujetas a la estructura en las aristas del cubo. Las aristas se formarán con cuatro columnas metálicas.

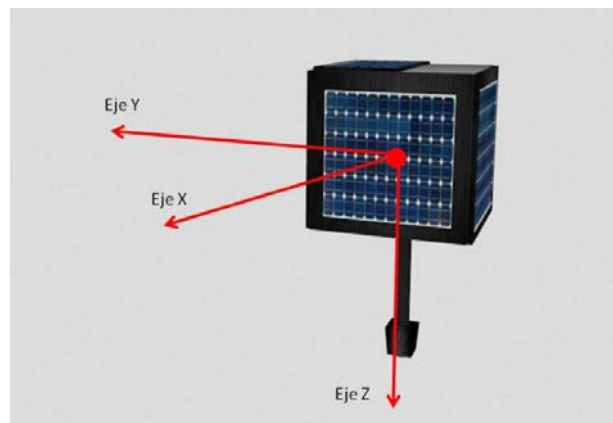


Figura 32. Sistema de ejes de referencia del microsatélite Delfos



Figura 33. Representación del interior del microsatélite Delfos sin componentes embarcados

Las paredes del paralelepípedo serán metálicas, y por su interior puede colocarse material aislante térmico para contribuir al control térmico.

Para simplificar el cálculo y debido a la poca masa de los paneles solares se ha idealizado la estructura como un paralelepípedo con la masa uniformemente distribuida. La estimación inicial de masa es de 54 kg, basándose en el UPMSat-1. Tomando como referencia el UPMSat-1 se realiza una estimación de la masa de cada subsistema. Debe tenerse en cuenta que el sistema de determinación de actitud elegido es activo. La siguiente tabla muestra la distribución de masa del satélite en función del subsistema:

Tabla 6. Distribución de la masa en función del subsistema [2]

Subsistema	Masa (%)	Masa (kg), M = 50 kg (aprox)
ADCS (pasivo)	$0,0217 \cdot M + 5,8198$	6,519
ADCS (activo)	$-0,0142 \cdot M + 13,748$	
C&DH	$-0,0079 \cdot M + 6,5935$	2,583
TT&C	$-0,0103 \cdot M + 6,5935$	3,039
TCS	$0,0498 \cdot M + 0,4785$	1,234
Propulsión	$-0,012 \cdot M + 9,415$	4,408
Estructura	$-0,01 \cdot M + 31,079$	15,289





Donde ADCS (*Attitude Determination and Control System*) es el subsistema encargado de la determinación y control de actitud, C&DH (*Command and Data Handling*) es el subsistema de comando y procesamiento de datos, TT&C (*Telemetry, Tracking and Command*) es el subsistema encargado de la telemetría y seguimiento del microsatélite, TCS (*Thermal Control System*) es el subsistema encargado del control de la temperatura.

8.1. IDEALIZACIÓN ESTRUCTURAL

Después de haber estudiado las propiedades de los materiales más utilizados en la industria espacial se ha seleccionado una aleación de aluminio 7075 aplicándole un tratamiento térmico T6 (se trata de un tratamiento térmico de solución y luego envejecido artificialmente). Los motivos son varios: primero, se trata de un material muy utilizado en el sector espacio debido a su fiabilidad y a que se conoce muy bien su comportamiento a lo largo del tiempo cuando se le aplican cargas. Además, es ligero y maleable, con lo que se espera que las piezas sean fáciles de fabricar. Por último, es más barato que las aleaciones de titanio y magnesio, pero tiene muy buenas características físicas, con lo que es rentable utilizarlo.

8.1. REQUERIMIENTOS DEL SATÉLITE

Para optar a que el Delfos pueda viajar en el compartimiento apropiado en el lanzador Vega es necesario que cumpla diversos requisitos, de entre los cuales se destacan:

-  Los materiales del vehículo deben satisfacer los criterios de descompresión
-  La masa de la carga de pago y la posición del centro de gravedad deberá cumplir con la limitación para el momento estático aplicado por el vehículo al adaptador
-  Para evitar el desequilibrio estático el centro de gravedad del Delfos debe estar colocado dentro de un rango de distancias en referencia a los ejes del lanzador
-  Para evitar el acoplamiento dinámico, es necesario revisar los modos propios de la estructura del microsatélite y compararlos con los del lanzador



BIBLIOGRAFÍA

- [1] SEDT development and its applications to small satellite conceptual design; Young-Keun Chang, Ki-Lyong Hwang, Suk-Jin Kang. Korea Aerospace University.
- [2] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.

9. DISEÑO TERMICO

9.1. RADIACIÓN SOLAR DIRECTA

Debido al estado de vacío, el calor sólo puede transmitirse en forma de ondas electromagnéticas en el espacio. Sin embargo, se deben tener en cuenta en el estudio térmico del satélite el calor transmitido por conducción debido a los propios sistemas del satélite que generan calor por la potencia eléctrica. Uno de los tipos de radiación a tener en cuenta es la que emite el Sol. Llega directamente al microsatélite y puede afectar al rendimiento de los componentes eléctricos. Modelizando el Sol como un cuerpo negro y aplicando la ley de Plank para una temperatura de 5.760 K se obtiene que la radiación emitida por esta estrella se encuentra entre las longitudes de onda de 0,15 μm y 10 μm . Este espectro de luz se puede dividir en radiación ultravioleta (longitud de onda entre 0,1 y 0,38 μm), luz visible (longitud de onda entre 0,38 y 0,7 μm), e infrarrojo (longitud de onda entre 0,7 y 10 μm). Se define como la irradiancia la intensidad de la radiación solar que incide perpendicularmente a un área de 1 m^2 a una distancia de 1 AU (distancia entre el Sol y la Tierra). Este valor es constante y vale $1.371 \pm 5 \text{ W/m}^2$.

9.1. ALBEDO

El albedo se define como la relación de la radiación reflejada por una superficie sobre la radiación total que incide sobre ésta. Se expresa en tanto por ciento y se calcula con la siguiente fórmula:

$$I_a = I_s \cdot a \cdot F$$

Particularizando para la Tierra y un satélite que orbita a su alrededor estos valores son:

$$I_s = 1371 \frac{\text{W}}{\text{m}^2}$$

$$a = 0,37$$

$$F = \text{factor de visibilidad}$$

Para introducir un valor de factor de visibilidad se ha de recorrer a la siguiente figura

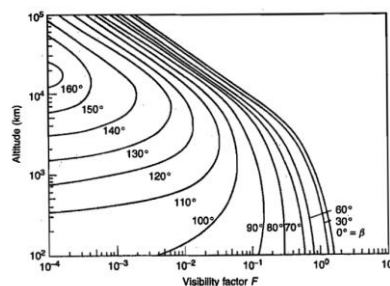


Figura 34. Factor de visibilidad en función de la altitud

9.2.1 RADIACIÓN TERRESTRE

La Tierra, al igual que otros planetas, emite radiación infrarroja como consecuencia de su temperatura. El valor de ésta depende de la zona sobre la que se esté, la situación de la atmósfera y si es la cara nocturna o diurna. La radiación planetaria media (W/m^2) de la Tierra es 231.

9.2. SUBSISTEMA TÉRMICO

El espacio impone condiciones extremas a todos los vehículos y equipos que se encuentran fuera de la protección de la atmósfera terrestre. Los cambios bruscos de temperatura debido a los periodos de sol y de sombra desgastan los componentes electrónicos y limitan su vida útil. Además, si el sistema de control térmico no es adecuado o está mal diseñado podría superarse el rango de temperaturas que necesita cada componente para operar de forma óptima (véase Tabla 10). En este caso el fallo del elemento es casi inevitable. A continuación se representa una tabla con valores referencia en cuanto a rango de temperaturas de diferentes elementos:

Tabla 7. Régimen de temperaturas de funcionamiento de diversos elementos embarcados

Componente	Temperatura límite	
	Mínimo °C	Máximo °C
Baterías, NiCd	5	20
Baterías, LiPo	4	27
Sensores	-30	50
Conjunto de rotación	1	55
Ruedas de reacción	1	45
Hidracina	7	40
Electrónica	0	40
Células solares	-60	60
Paneles solares	-100	100
Estructuras	-46	65
Antenas	-170	90

La finalidad del sistema de control térmico es evitar que, durante la vida útil del satélite, la temperatura de los componentes no supere en ningún caso el margen establecido por el fabricante en cada caso, ya que, de lo contrario, podría provocar averías prematuras y hacer fracasar la misión.

9.3. CONCLUSIONES

Debido a la importancia en el control de temperatura y la criticidad que ello representa, se va optar por instalar un sistema activo que monitorice y controle dicho parámetro a fin de ser conservativos. Este subsistema, aparte de controlar el calor proveniente de la radiación

externa, ha de ser capaz de gestionar el calor dentro del microsatélite, es decir, compensar el calor generado por la disipación¹⁰ de potencia, excedente o no, que pudiera surgir en cualquier momento de la órbita.

¹⁰ Efecto joule: fenómeno por el cual si en un conductor circula corriente eléctrica, parte de la energía cinética de los electrones se transforma en calor debido a los choques que sufren con los átomos del material conductor por el que circulan, elevando la temperatura del mismo.



BIBLIOGRAFÍA



- [1] Spacecraft Systems Engineering; P. Fortescue, J. Stark, G. Swinerd
- [2] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.
- [3] www.webaero.net/.../Manual%20baterias%20Lipo.pdf

10. COMUNICACIONES Y TELEMANDO

10.1. ENLACES DE COMUNICACIÓN

La arquitectura de comunicaciones consiste en la configuración de los satélites, estaciones terrestres, así como de la red de enlaces que transmiten información entre ellos. Para poder efectuar la transmisión y recepción en los distintos sistemas espaciales las dos antenas deben de encontrarse a la vista y disponer de unas frecuencias superiores a los 100 MHz ya que de no ser así no podrán penetrar fácilmente en la ionosfera terrestre.

Existen dos tipos de enlace:

-  El enlace desde la estación terrestre hacia el satélite o bien de éste a su objetivo (*forward link*)
-  El enlace encargado de llevar la información bien de regreso hacia el satélite o hacia la tierra (*return link*)

El satélite propuesto empleará el primer tipo de enlace cuando reciba órdenes, desde tierra o desde un navío, como puede ser la toma de imágenes de una zona en concreta, una configuración electrónica, etc. En cambio empleará el segundo tipo cuando una vez tomadas las imágenes, se disponga a transmitir las a la estación de tierra o a otro navío para su posterior análisis. Como la altura de la órbita es baja pueden reducirse los costes empleando para iluminar la tierra un amplio ángulo del ancho de haz, permitiendo disminuir el tamaño de la antena así como los requerimientos del sistema de estabilización del vehículo.

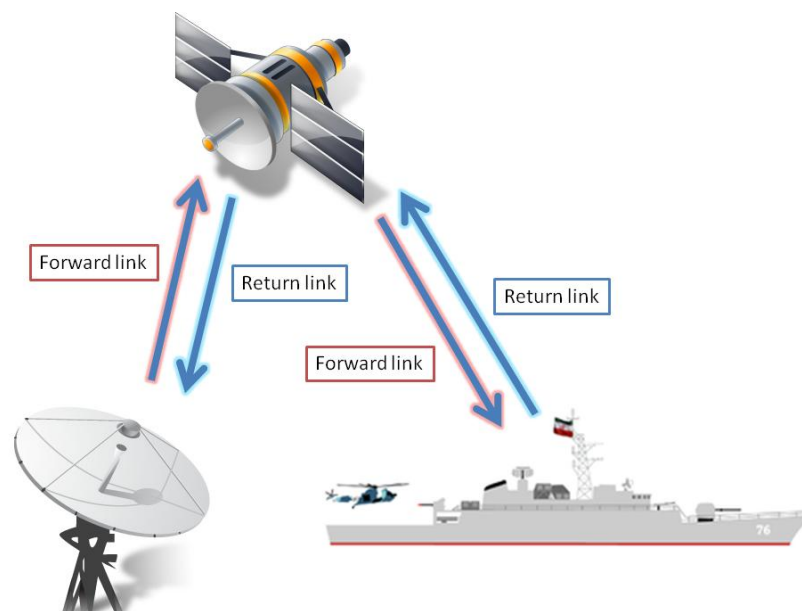









Figura 35. Esquema de transmisiones del Delfos

La principal desventaja de esta configuración es el retraso que se produce en la transmisión. Otra posibilidad es la de emplear un ángulo del ancho de haz de la antena del satélite propuesto estrecho y que sea la antena terrestre la que disponga de capacidad de seguimiento.

10.2. PARÁMETROS FUNDAMENTALES

Los parámetros fundamentales que afectan a la configuración de las comunicaciones y el telemando son:

-  Órbita. De todos los parámetros orbitales la altura es la que más influye en el subsistema de comunicaciones. Una baja altura implicaría que el satélite propuesto esté a la vista de la estación una pequeña fracción de periodo orbital, así como una baja potencia de comunicación, que la cobertura de la tierra del vehículo no sea muy amplia y que el tiempo entre el paso orbital no sea excesivo. Se debe tener en cuenta que contra menor sea el tiempo a la vista entre el satélite y la estación de tierra mayor será la dificultad para adquirir una señal, lo que traerá como consecuencia un incremento en la complejidad de la misión.
-  Espectro de señal portadora. La frecuencia de la señal portadora influye en la potencia de transmisión, al tamaño de la antena, a la estabilización del satélite, al balance de enlace y al ancho de haz. Todos estos factores condicionan el tamaño, la masa y la complejidad del satélite. Para ello se requerirá un permiso de frecuencia que ha de ser proporcionado por la Unión Internacional de Telecomunicaciones (ITU).
-  Velocidad de transmisión de datos: Es importante que la cantidad de datos que transfiere el satélite a la estación sea alta.
-  Factor de ocupación. Es la fracción de tiempo necesaria para operar el enlace con el satélite.
-  Disponibilidad del enlace. Se refiere al tiempo durante el cual el enlace está disponible, depende fundamentalmente del empleo de equipos redundantes, la fiabilidad, tiempo necesario para reparar los equipos en tierra, uso de enlaces alternativos y pérdidas debidas a la lluvia.
-  Tiempo de acceso al enlace. Es el tiempo de espera para realizar la conexión una vez que el vehículo se encuentra en el campo de visión.
-  Amenazas. Este criterio hace referencia a todos los elementos que pueden influir en la señal (interferencias o interceptaciones).

10.3. ESTACIÓN DE SEGUIMIENTO

Es necesario establecer una serie de estaciones de seguimiento a través de las cuales se tendrá contacto con el satélite para enviar o recibir datos. Además, es imprescindible saber dónde se

encuentran en cada momento los miles de cuerpos que orbitan la Tierra para prevenir colisiones entre ellos que podrían destruir los satélites operativos. Por esta razón se detallan a continuación tres estaciones de seguimiento repartidas por el planeta que permitirán tener una cobertura completa de la misión Delfos y mantener el contacto. La primera de ellas se encuentra en la localidad de Villafranca del Castillo (Madrid), y es una de las más importantes estaciones propiedad de la ESA (*European Space Agency*). Dispone de tres antenas dedicadas al seguimiento de satélites.



Figura 36. Estación seguimiento de la Agencia Espacial Europea en Villafranca del Castillo (Madrid)

La segunda se encuentra en Goldstone (California), y la tercera en Canberra (Australia). Se trata de dos estaciones de seguimiento con las que la NASA cubre todo el rango de misiones espaciales. Además, la estación de Goldstone pertenece a la Red del Espacio Profundo (DSN por sus siglas en inglés). Remarcar que la DSN es una red internacional de antenas de radio que sirven como apoyo a misiones interplanetarias de naves espaciales, de las observaciones de astronomía de radio y del radar para la exploración del Sistema Solar y del universo.












BIBLIOGRAFÍA

- [1] Space Mission Analysis and Design; Wiley J. Larson, James R.
- [2] PFC “Zahorí. Satélite de recursos naturales”. Fermín Navarro
- [3] PFC “Diseño y ensayos en tierra de paneles solares para un satélite de órbita baja”. Daniel García Leis.
- [4] http://www.esa.int/About_Us/ESAC
- [5] PFC: “Diseño y simulación del sistema de potencia de un satélite de órbita baja”. Joan Miralles Pascual.

11. DISEÑO PRELIMINAR, SIMULACIONES Y ENSAYOS DEL SISTEMA DE POTENCIA

Una vez definida la misión a realizar, los parámetros principales, los requerimientos y en general todos los factores a tener en cuenta, se puede proceder a estimar la potencia requerida para el satélite. Sin embargo como recordatorio, primero, se presenta un resumen todo lo expuesto en los anteriores capítulos:

-  En los capítulos 1, 2 se ha analizado el conflicto de la piratería y las distintas soluciones a aplicar, entre ellas, el proyecto de microsatélite Delfos.
-  En el capítulo 3 se han definido los parámetros orbitales como la altitud, tipo de órbita, velocidad de satelización, periodo orbital, etc.
-  En el capítulo 4 se ha procedido a elegir el lanzador para la misión.
-  En el capítulo 5 se ha elegido el lugar e intervalo que se acondicionan mejor a la misión
-  En el capítulo 6 se han presentado distintas cargas de pago que pudieran satisfacer la toma de imágenes desde el Delfos
-  En el capítulo 7 se ha hecho un repaso a el control de actitud embarcado, eligiendo a priori un sistema activo que por sus siglas se conoce como ACDS
-  En el capítulo 8 se ha definido la estructura del Delfos como un paralelepípedo con bandejas en su interior y una cámara en el extremo de un soporte tubular en la parte inferior.
-  En el capítulo 9 se ha estudiado brevemente el entorno espacial y la radiación a la que puede que se exponga el Delfos. Como conclusión se ha decidido embarcar un sistema de control de temperatura activo.
-  En el capítulo 10 se han definido los centros de seguimiento terrestre permanentes, aparte de los buques designados para interactuar con el Delfos. Por otro lado, se han remarcado los parámetros a tener en cuenta en lo que a la transmisión de datos respecta.

Debido a la gran cantidad de datos a procesar, a pesar de ser un diseño preliminar, se ha optado por desarrollar un software genérico, el “*Satellite Power Simulator*” que permita estimar la viabilidad de todos y cada uno de los sistemas embarcados en el microsatélite. Se aplicará este software al Delfos, pero su capacidad abarca cualquier proyecto de microsatélite de órbita baja gracias a su elaborado código e interfaz gráfica.

Antes de comenzar a indagar sobre el programa, es conveniente explicar brevemente con que herramientas han contado los autores para generarlo.

11.1. MATLAB

MATLAB (abreviatura de *MATrix LABoratory*, "laboratorio de matrices") es un software matemático que ofrece un entorno de desarrollo integrado con un lenguaje de programación propio (lenguaje M). Está disponible para las plataformas Unix, Windows y Mac OS X.

Entre sus prestaciones básicas se hallan: la manipulación de matrices, la representación de datos y funciones, la implementación de algoritmos, la creación de interfaces de usuario (GUI) y la comunicación con programas en otros lenguajes y con otros dispositivos hardware. El paquete MATLAB dispone de dos herramientas adicionales que expanden sus prestaciones, a saber, Simulink (plataforma de simulación multidominio) y GUIDE (editor de interfaces de usuario - GUI). Además, se pueden ampliar las capacidades de MATLAB con las *cajas de herramientas (toolboxes)*; y las de Simulink con los *paquetes de bloques (blocksets)*.

Es un software muy usado en universidades y centros de investigación y desarrollo. En los últimos años ha aumentado el número de prestaciones, como la de programar directamente procesadores digitales de señal o crear código específico.

11.2. SIMULINK

Simulink es un entorno de programación visual, que funciona sobre el entorno de programación Matlab. Es un entorno de programación de más alto nivel de abstracción que el lenguaje interpretado Matlab (archivos con extensión .m). Simulink genera archivos con extensión .mdl (de "*model*").

Simulink viene a ser una herramienta de simulación de modelos o sistemas, con cierto grado de abstracción de los fenómenos físicos involucrados en los mismos. Se hace hincapié en el análisis de sucesos, a través de la concepción de sistemas (cajas negras que realizan alguna operación).

Se emplea arduamente en Ingeniería Electrónica en temas relacionados con el procesamiento digital de señales, involucrando temas específicos de ingeniería biomédica, telecomunicaciones, entre otros. También es muy utilizado en Ingeniería de Control y Robótica.

11.3. SATELLITE POWER SIMULATOR



Figura 37. Menú principal

11.3.1. INTRODUCCIÓN

Para explicar con precisión y detalle dicho software se procederá a ejecutarlo y explicar paso a paso el funcionamiento de cada ventana, botón y algoritmos de confirmación empleados.

Una vez arrancado el programa aparece la siguiente ventana (Figura 37)

El botón “Acerca de los autores” abrirá una nueva ventana con breve información acerca de los autores del programa y de dicho proyecto final de carrera (Figura 38).

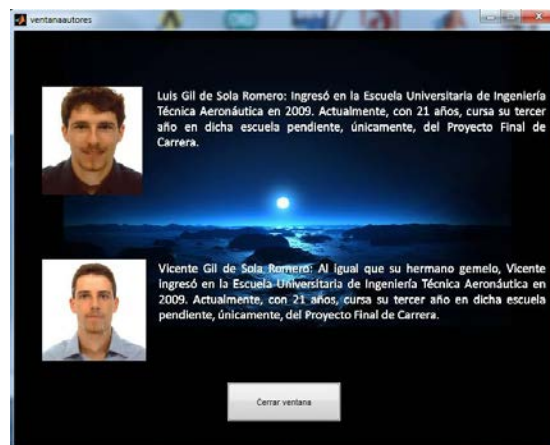


Figura 38. Acerca de los autores



Figura 39. Menú Trazo de la órbita

El botón “Guía Rápida” mostrará un archivo en formato PDF donde se representará esquemáticamente la arquitectura o mapa del programa. Dicha guía permite al usuario novato comprender el funcionamiento del programa así como facilitar la ubicación de cada subsistema.

El botón “Trazo de órbita” (Figura 39) mostrará una nueva ventana donde se podrá elegir entre tres nuevos botones.

La opción “Volver al menú principal” retornará al usuario a la ventana con el menú principal.

La opción “Instrucciones TLE Orbitron” mostrará un archivo en formato PDF dónde el usuario encontrará unas detalladas instrucciones de cómo insertar en el Orbitrón los datos precisos para posteriormente simular la trayectoria de la órbita, o también llamada traza del satélite, con la superficie del globo terráqueo como referencia.

Por último, el botón “Orbitron” ejecutará el programa con dicho nombre. A pesar de que el usuario ya puede intuir la respuesta, a estas alturas, se hace evidente la pregunta:

¿Qué es Orbitron y para qué sirve?

Orbitron (Stoff, 2005) es un software de seguimiento de satélites artificiales creado por Sebastian Stoff en el año 2001. Desde entonces ha sufrido numerosas modificaciones y actualizaciones, quedándose parado su desarrollo en 2005 por falta de tiempo del autor. Es






programa de código abierto, es decir, cualquier interesado puede modificarlo y adaptarlo a sus necesidades (si tiene los suficientes conocimientos en informática y programación). Tiene bastante éxito dentro de los radioaficionados así como algunos ingenieros del sector espacial. Para comenzar la simulación de la traza, es necesario introducir los parámetros de la órbita del satélite en el programa. Para se utiliza el formato TLE (Two-line Element Set).

TLE es un formato de datos empleado frecuentemente a la hora de organizar y gestionar los datos de las órbitas de los satélites. Gracias a estos datos el software (en este caso Orbitron) se encarga de interpretarlos y ofrecer una simulación de la órbita y posición del satélite en un determinado período de tiempo. El TLE puede usarse con los distintos tipos de modelos de perturbaciones orbitales que hay (SGP4, SGP8, SDP4, SDP8), aunque para el caso de estudio del Delfos se empleó el SGP4 (viene por defecto en Orbitron). Estos modelos de perturbaciones se emplean para determinar la posición y velocidad del satélite con una mayor precisión, corrigiendo así las suposiciones ideales de la teoría Kepleriana. Algunos de los factores que tiene en cuenta son: perturbaciones gravitatorias (ya que la tierra no es completamente esférica ni tampoco tiene densidad homogénea), arrastre debido a la resistencia aerodinámica (ya que en órbitas tan bajas la atmósfera es un factor muy a tener en cuenta), etc...

En los TLEs se definen seis parámetros para especificar las coordenadas inerciales de un satélite en el instante t . Para más información acerca de los TLEs, como se ha mencionado antes, el Power Satellite Simulator tiene la opción de descargar en el ordenador un archivo en formato PDF con todo detalle acerca de estos parámetros.

11.3.2. PARÁMETROS INICIALES

El botón “Parámetros iniciales” abrirá una nueva ventana con el título superior “Parámetros orbitales y paneles solares”. El diseño preliminar del sistema de potencia, y como consecuencia el programa, necesita como base una serie de parámetros orbitales y valores acerca de la misión a realizar. A continuación se detalla una descripción acerca del valor de cada parámetro a introducir por el usuario:

-  Radio Tierra. Como se expuso en el capítulo 3, el radio de la Tierra o cuerpo celeste a orbitar es necesario para los cálculos orbitales.
-  Altitud. También, y con los argumentos del anterior parámetro, es necesario que el usuario defina la altitud a la que desea que el microsatélite orbite.
-  Betha. En capítulo 3 se definió tetha (θ) como el ángulo que forma el plano de la órbita con la dirección incidente de la luz del sol, sin embargo dicho parámetro en el software recibe el nombre de betha (β).
-  Periodo rotación satélite. Manteniendo los ejes de referencia del satélite, mencionados en el capítulo 8, el periodo de rotación del satélite hace referencia a los segundos que tarda en dar una vuelta completa o rotación de 360 grados alrededor del eje Z.
-  Área eficaz panel lateral. Debido a la naturaleza de los paneles solares, es posible que el área que se destina a la producción de energía eléctrica sea menor al área

estructural. Es por ello que el usuario ha de introducir en el software el área eficaz, es decir, el área que realmente genera electricidad.



Área eficaz panel superior. Los motivos son los mismos que en el parámetro anterior, sin embargo aquí se aplica al panel situado en la parte superior del Delfos.



Eficiencia del área. El área utilizada en cada panel repercute en el rendimiento del mismo, es por ello que el usuario ha de insertar un factor de rendimiento o la eficiencia del área total



Potencia del Sol. Como se comentó en el capítulo 9, la irradiancia del Sol es un factor clave que varía según diferentes parámetros. Tanto es así, y para evitar cualquier confusión, que se ha optado por que sea el usuario el que directamente introduzca dicho valor.



Eficiencia panel. El panel en su conjunto sufre un degradamiento y unas pérdidas de rendimiento, sobre todo por efecto de las temperaturas y la exposición a radiación. Es por ello que el usuario debe estimar, para cada órbita o ciclo, cuál va ser el verdadero rendimiento o eficiencia de los paneles.



Ángulo máximo. El panel solar, en su forma ideal, es capaz de entregar el máximo de energía cuando los rayos del Sol inciden de forma perpendicular al plano del panel, es decir, cuando los rayos y el panel forman 90 grados. Si dichos rayos inciden con diferente ángulo, el panel genera menos energía. El ángulo máximo o el parámetro al cual hacemos referencia viene a ser el ángulo máximo de incidencia de los rayos en el cual el panel ya no es capaz de generar energía. Dicho ángulo toma como referencia cero el vector del plano del panel o la perpendicular del panel.



Desfase primer panel. Como la energía generada de cada panel es función del ángulo de incidencia de los rayos del Sol, este parámetro permite al software conocer en qué posición se encuentra el panel de referencia con respecto los rayos del Sol al principio de la órbita. Se podría decir que dicho parámetro representa una condición inicial.

Una vez introducidos los parámetros anteriores el usuario ha de proceder a clicar en el botón “Actualizar parámetros” para que el software detecte los valores y proceda con los cálculos iniciales. Nótese que en la parte derecha de cada parámetro hay un “checkbox” con el título de “Por defecto”. Para ahorrar tiempo y como referencia para el usuario, si se activasen dichos elementos y posteriormente se clicara en “Actualizar parámetros” el software utilizaría los valores que asignan los autores para el microsatélite Delfos. El usuario también podrá percibir que ciertos botones no se encuentran activos. Dichos botones necesitan valores como consecuencia de los cálculos iniciales. Estos cálculos iniciales requieren, a su vez, de los valores que introduzca el usuario. Es por ello que es lógico que estos botones no se encuentren activos puesto que no tienen valores que aplicar para los algoritmos del motor del software. Más adelante se comentará la función de los otros “checkbox”, que por razones similares a las anteriores su validez no está a merced del usuario.

A continuación se presenta una imagen con el aspecto de la ventana y una tabla con los valores “Por defecto”(Figura 40).

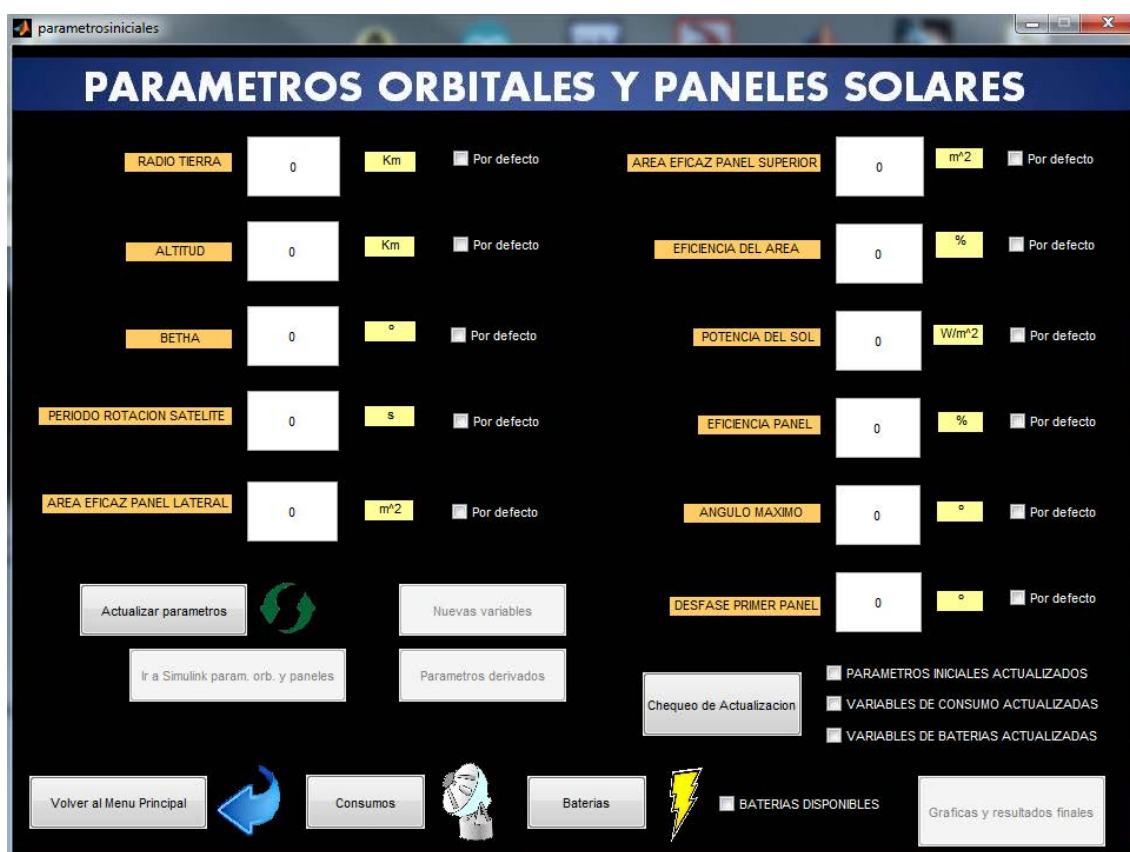


Figura 40. Parámetros orbitales y paneles solares

Tabla 8. Parámetros y valores iniciales

Parámetros iniciales	Valores microsatélite Delfos
Radio Tierra	6400 km
Altitud	600 km
Betha	0°
Periodo rotación satélite	600 s
Área eficaz panel lateral	0.22 m ²
Área eficaz panel superior	0.11 m ²
Eficiencia del área	100 %
Potencia Sol	1370 W/ m ²
Eficiencia panel	21.3 %
Ángulo máximo	75°
Desfase primer panel	0°

El usuario notará que una vez realizadas todas las anteriores acciones ciertos botones se han activado. Para volver a insertar valores en las casillas correspondientes el usuario se valdrá del

botón “Nuevas variables”. Después de clicar en dicho botón el programa reiniciará el protocolo anterior. Otro botón a tener en cuenta es el de “Ir a Simulink param. Orb y paneles”. Si se clicase en dicho botón, el usuario se toparía con una ventana nueva. En dicha ventana se encuentra el diagrama de bloques, algoritmos y parte del código del motor del “Satellite Power Simulator”.

11.3.3. PARÁMETROS DERIVADOS

El botón “Parámetros derivados” genera una nueva ventana (Figura 41) dónde el usuario, a raíz de los valores insertados anteriormente, observará diversos parámetros.

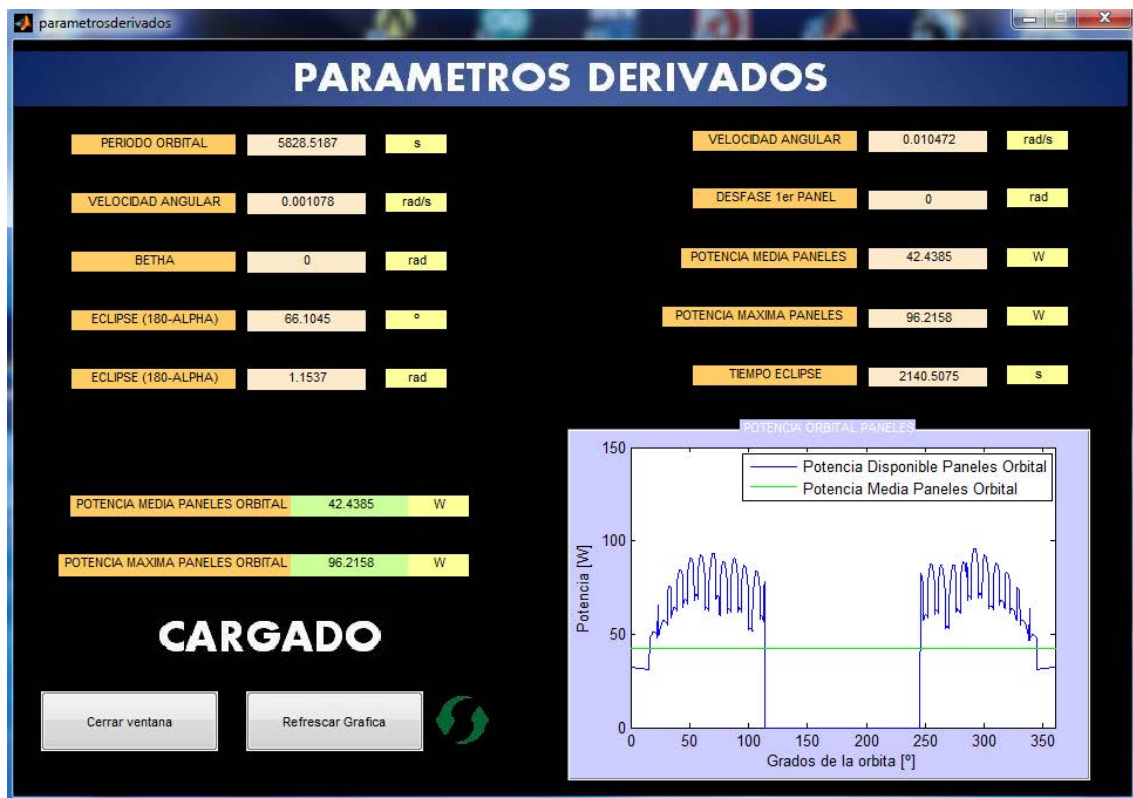


Figura 41. Parámetros derivados









A continuación se procede a describir brevemente el significado de los parámetros reflejados en dicha ventana



Periodo orbital. Son los segundos que tarda en hacer una órbita completa



Velocidad angular. Velocidad angular del satélite en su movimiento de rotación respecto a su eje Z

-  Betha. Valor redundante que se expuso anteriormente
-  Eclipse (180-alpha) ($^{\circ}$). Parámetro que indica los grados respecto el movimiento de la Tierra (órbita) en el cual el satélite se encuentra en periodo de oscuridad. Recordar que la Tierra eclipsa al satélite respecto al Sol.
-  Eclipse (180-alpha) (rad). Mismo parámetro que el anterior pero en radianes.
-  Velocidad angular. Velocidad angular del satélite en su movimiento de rotación respecto a la Tierra.
-  Desfase 1^{er} panel. Valor redundante que se expuso anteriormente.
-  Tiempo eclipse. Segundos que el satélite se encuentra en la oscuridad, es decir, en el eclipse.
-  Potencia media paneles orbital. Potencia media y útil generada por los paneles en una órbita.
-  Potencia máxima paneles orbital. Valor máximo o pico de potencia útil generada por los paneles solares en una órbita.

En la parte inferior derecha de la ventana se aprecia una gráfica donde se exponen los resultados más importantes. Destacar que dicha gráfica es solamente válida para una órbita.

El botón “Refrescar gráfica” nos permite actualizar la gráfica en caso de que el usuario hubiera variado algún valor de cualquier parámetro anteriormente mencionado.

Nótese que si cerramos la ventana de parámetros derivados, uno de los “checkbox” de la parte inferior derecha se ha activado. Eso es porque el software ya tiene un tercio de los datos necesarios para simular y graficar el sistema de potencia al completo.

11.3.4. CONSUMOS

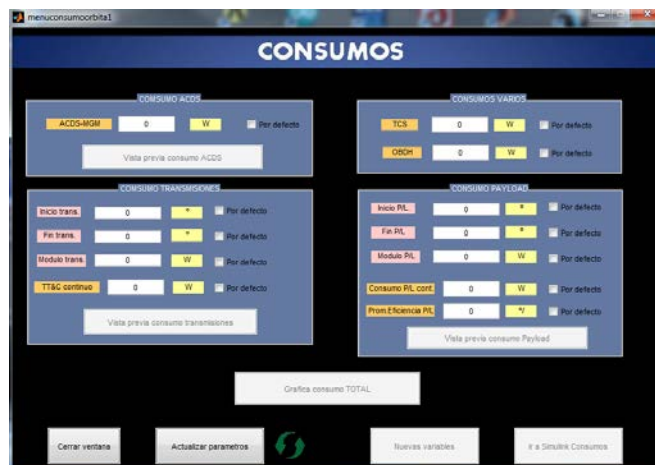


Figura 42. Consumos

Si el usuario, en la ventana de parámetros orbitales y paneles solares, clicla encima del botón “Consumos” apreciará que aparece una nueva ventana (Figura 42) con el título de Consumos.

Esta ventana se encuentra dividida en cuatro grandes bloques.

11.3.4.1 CONSUMOS ACDS-MGM

Esta parte nos permite introducir el valor continuo que se espera que consuma el sistema de actitud y control del microsatélite. El software ya trae implementado un modelo de consumo estándar basado en el utilizado con el UPM sat 1, por lo que el usuario sólo decide el valor del consumo continuo. Si el usuario, una vez habiendo rellenado este campo, rápidamente clicla sobre el botón “Actualizar variables”, notará que el botón “Vista previa consumo ACDS” se encuentra activo. Si clicamos sobre él nos aparece la siguiente ventana (Figura 43).

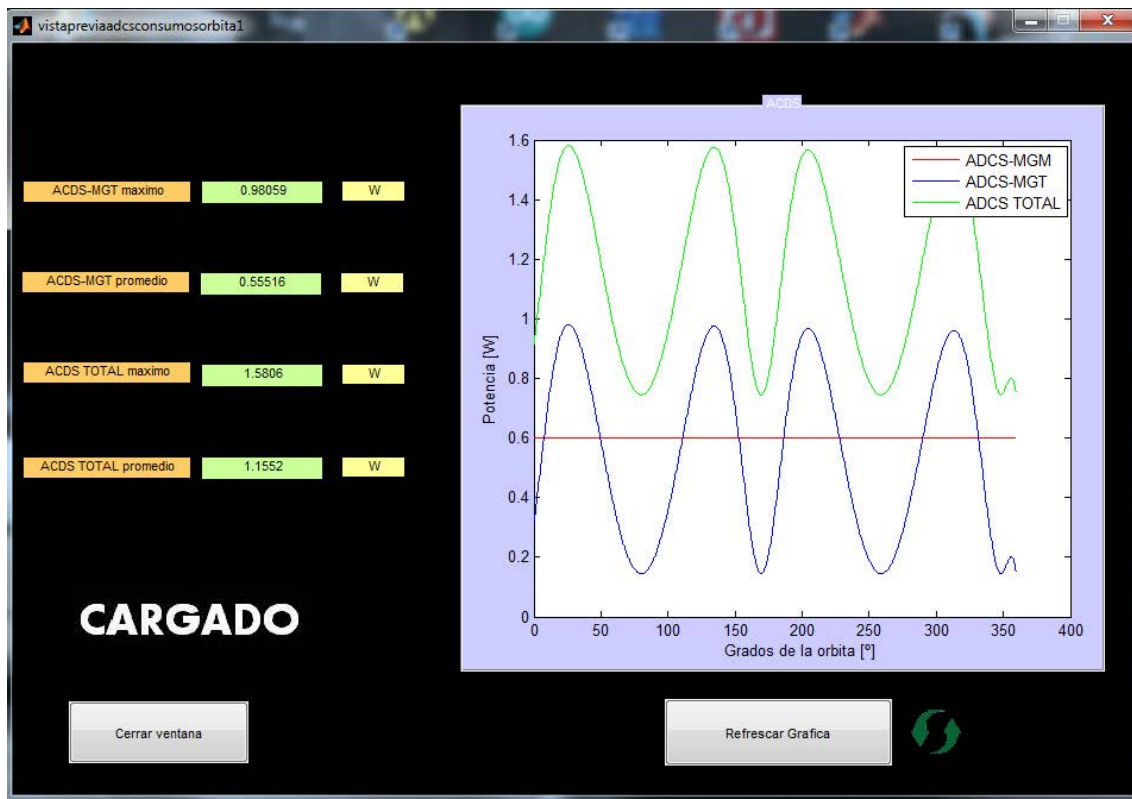





Figura 43. Consumos ACDS-MGM

En dicha ventana nos aparecen los siguientes parámetros




ACDS-MGT máximo. Valor de consumo máximo o pico del sistema de estabilización del satélite sin contar el consumo continuo.

-  ACDS-MGT promedio. Valor medio del consumo del sistema de estabilización del satélite sin contar el consumo continuo.
-  ACDS TOTAL máximo. Valor de consumo máximo o pico del sistema de estabilización del satélite contando el consumo continuo.
-  ACDS TOTAL promedio. Valor medio del consumo del sistema de estabilización del satélite contando el consumo continuo.

La gráfica de la derecha representa los valores, en función de los grados de una órbita, de algunos de los parámetros anteriormente mencionados.

11.3.4.2 CONSUMO TRANSMISIONES

En el apartado de transmisiones el usuario puede apreciar varios parámetros. A continuación se explica brevemente que representa cada parámetro y que sentido físico tiene

-  Inicio trans./Fin trans./Modulo trans. Es inevitable no comentar la utilidad de estos parámetros sin unirlos en un mismo contexto. El usuario ha de visualizar la órbita que describiría el Delfos alrededor de la Tierra. Dicha órbita, o trayectoria del microsatélite, es subdividida en 360 partes o mejor dicho en 360 grados, tal y como se muestra en la siguiente figura (Figura 44).

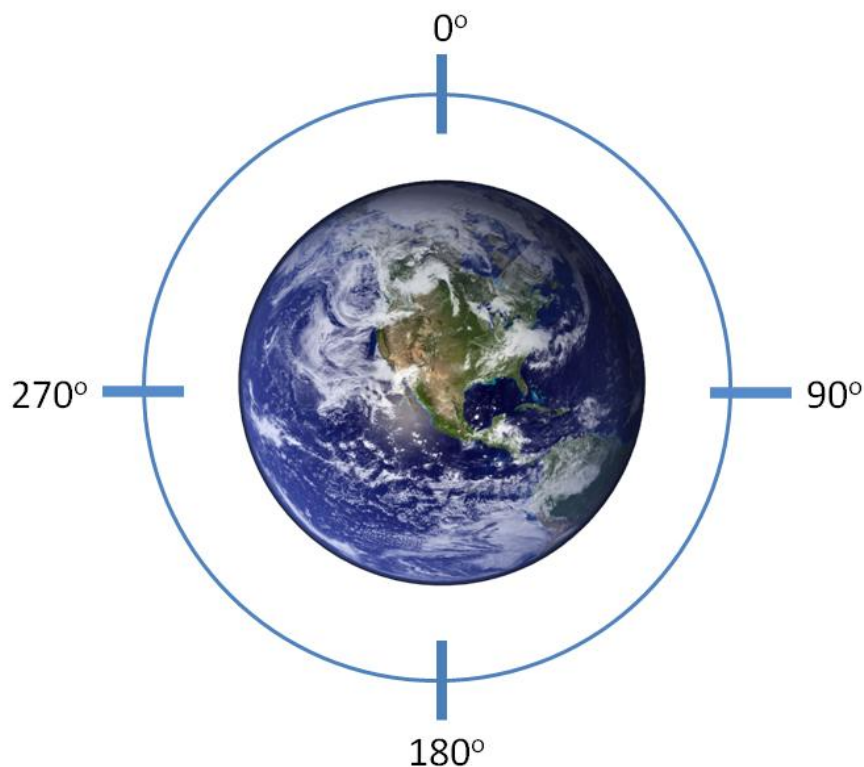


Figura 44. Representación segmentación de la órbita en grados

La opción “Inicio transferencia” nos da la posibilidad de elegir a que grados el usuario desea comenzar a transmitir comunicaciones, ya sea con estaciones terrestres o buques. La opción “Fin transferencia” es análoga a la anterior pero indicando el fin de la transferencia. La opción “Módulo trans” nos ofrece la posibilidad de introducir el módulo de el consumo ejercido durante el espacio comprendido entre los ángulo anteriormente citados. Si indicáramos al software que queremos transmitir comunicaciones entre los ángulos 10 y 70, la figura resultante sería la siguiente (Figura 45).

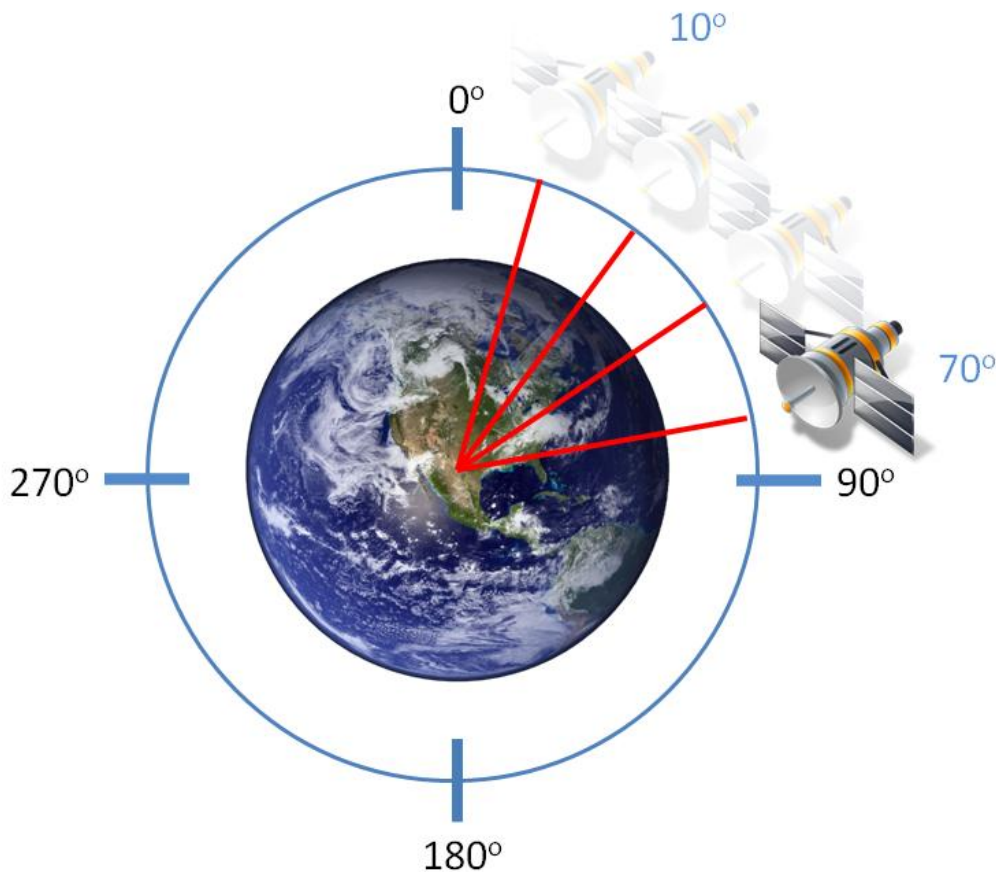


Figura 45. Representación del barrido de comunicaciones en grados



TT&C. La opción TT&C representa el consumo o posible consumo continuo que tendría el microsatélite durante toda su órbita.

Aprovechando el ejemplo anterior, si añadiésemos un consumo continuo de 5W además de 50W de “Modulo trans.” y clicáramos¹¹ en el botón “Vista previa consumo transmisiones” nos aparecería una ventana como la siguiente (Figura 46).

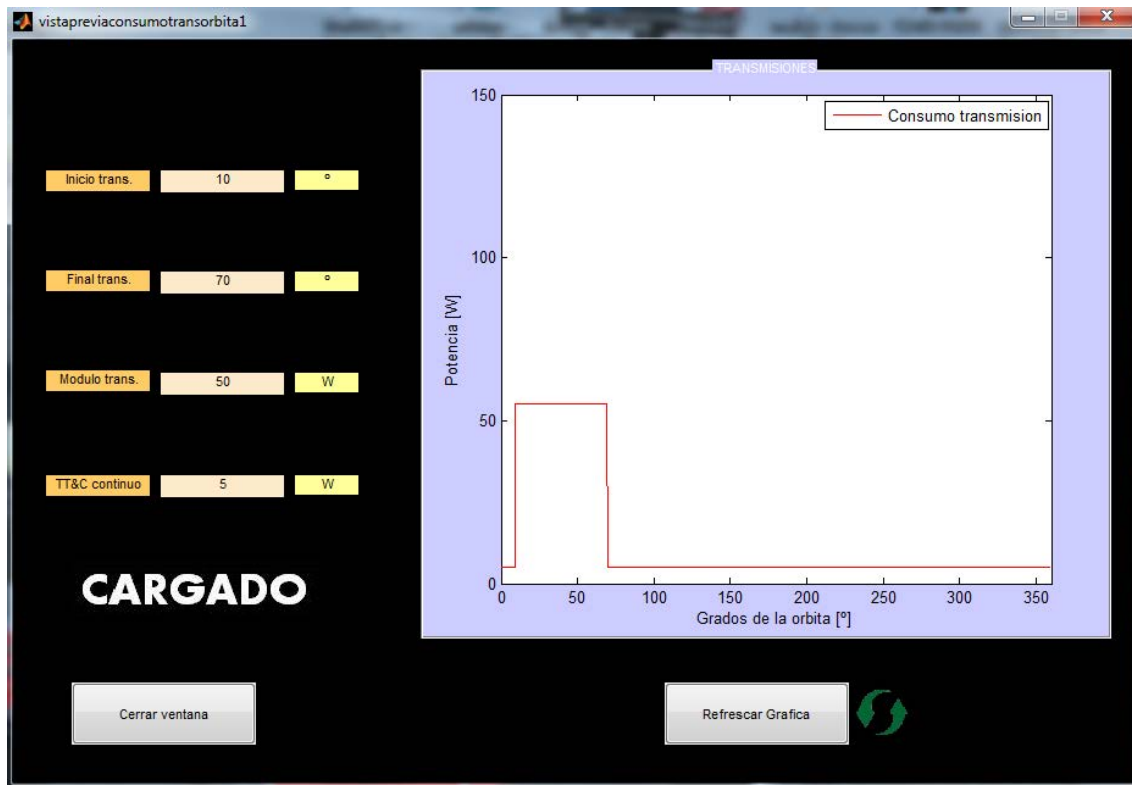


Figura 46. Vista previa del consumo de las transmisiones por órbita

En esta nueva ventana se puede apreciar una gráfica. Dicha gráfica nos informa acerca del consumo de transmisiones en toda la órbita.

11.3.4.3 CONSUMOS VARIOS

En el apartado de consumos varios es posible apreciar dos parámetros



TCS¹². Es el subsistema de control de la temperatura en el satélite. Dicho sistema tiene un consumo continuo durante toda la órbita. En el software, el usuario ha de introducir un consumo medio.

¹¹ Recuerdese que hay que apretar antes el botón “Actualizar parámetros”

¹² TCS (Thermal Control System), es el subsistema encargado del control térmico



OBDH¹³. Es el subsistema encargado de almacenar, procesar y gestionar todas las señales e información del microsátélite. Al igual que el TCS, el OBDH es un sistema de consumo constante durante toda la órbita.

11.3.4.4 CONSUMO PAYLOAD

Este bloque funciona exactamente como el apartado de consumo de transmisiones. Sin embargo, posee un parámetro más a tener en cuenta



Prom. Eficiencia P/L. Este parámetro permite al usuario añadir un promedio de la eficiencia que hubiera en el subsistema de carga de pago. De forma breve se puede comentar que el rendimiento en el eclipse es diferente del rendimiento cuando los rayos del Sol inciden sobre el satélite. Por ello, el usuario ha de estimar cuál va ser el promedio de los dos e indicarlo al software a través de dicha opción. Nótese que se ha de poner en tanto por uno.

Como ejemplo se van a introducir los valores de 3, 3, 90, 180, 40, 10 y 0.95 a “TCS”, “OBDH”, “Inicio P/L”, “Fin P/L”, “Modulo P/L”, “Consumo P/L cont” y “Prom, Eficiencia P/L” respectivamente. A continuación, y después de actualizar parámetros, se clicla sobre el botón “Grafica consumo TOTAL”. Tiene que aparecer una ventana como la siguiente (Figura 47).

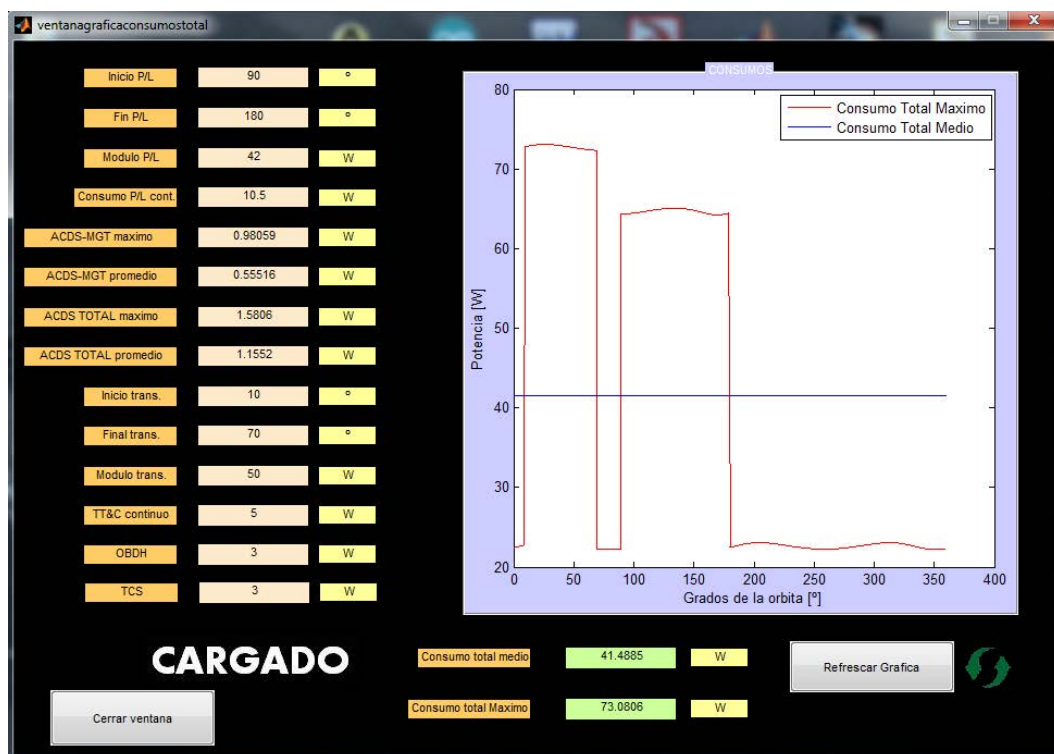


Figura 47. Gráfica del consumo total por órbita

¹³ OBDH (*On Board Data Handling*). Subsistema encargado de procesar datos y gestionar la información.

Los valores de la parte izquierda son redundantes y se exponen en dicha ventana como recordatorio al usuario. La gráfica de la derecha nos indica la distribución de consumo en wattios durante toda la órbita, así como el consumo medio total.

Es interesante fijarse en los valores de más abajo. Dichos valores nos indican de forma cuantitativa el consumo total medio y el pico o máximo consumo que se pudiera dar en algún momento de la órbita. Como se expondrá más adelante, cuando el consumo en algún punto de la órbita sea mayor a la energía producida por los paneles, será necesario aprovechar la energía de las baterías.

11.3.5 BATERÍAS

Antes de poder acceder a la ventana de baterías, el usuario ha de percibir que el “checkbox” llamado “BATERIAS DISPONIBLES” ha de estar activado. Esto sólo es posible si ya se completó el perfil de consumos, puesto que el software está diseñado para detectar cuando los paneles son incapaces de satisfacer los consumos y así activar las baterías para que la carga de pago y demás subsistemas continúen funcionando.

Dicho esto, se procede a clicar encima del botón “Baterías” y tendría que aparecer la siguiente ventana¹⁴ (Figura 48).



Figura 48. Menú Baterías

¹⁴ Para poder acceder a este apartado del software mantendremos los valores de los ejemplos anteriores

Se puede observar que hay una gran gráfica. La línea roja nos indica exclusivamente el valor cero en toda la gráfica. Se introdujo para dar más nitidez a la información que se desprende.

Pero la línea más importante es la azul. Ésta nos indica cuando las baterías se descargan (aportan energía a los diferentes subsistemas del microsátélite) y cuando se cargan (absorben energía generada por los paneles solares).

Cuando los valores de la línea azul sean positivos significa que las baterías se cargan. Cuando dichos valores sean negativos, las baterías se descargan. Como se puede observar, durante el eclipse los valores son negativos puesto que las baterías aportan energía al sistema constantemente mientras dure este. Aquí, y como venimos haciendo durante todo el capítulo 11, volvemos a destacar que los valores obtenidos son sólo válidos para una única órbita.

A la izquierda de la ventana el usuario podrá apreciar unos parámetros que se describen brevemente a continuación



Voltaje Bus. Es el voltaje de salida tanto de los paneles solares como de las baterías. Dicho voltaje se reparte entre los subsistemas del Delfos, de tal manera, que cada subsistema absorbe el necesario para su funcionamiento. Si se dispusiera una sola batería y no se alcanzase el voltaje de bus deseado, habría que disponer varias en serie para así sumar los voltajes del conjunto. En el caso del Delfos, con el objetivo de simplificar al máximo la misión, se ha decidido embarcar una sola batería. Puede parecer un comportamiento poco conservativo, pero como se podrá apreciar más adelante, el sistema queda perfectamente energizado en todo momento.



Capacidad de las baterías. Se define la capacidad como la cantidad de electricidad que puede obtenerse durante una descarga completa de la batería plenamente cargada. Es el producto de la intensidad de descarga por el tiempo que actúa. Una batería de 200 Ah puede suministrar 200 A durante 1 hora, otra de 50 A lo puede hacer durante 4 horas, etc. Existen factores que pueden variar la capacidad de una batería como el tiempo de descarga. Si es corto disminuye la capacidad y si es largo aumenta la capacidad. Los tiempos de descarga se refieren a 10, 20, ó 100 h principalmente. En consecuencia se define la capacidad de descarga de una batería en un tiempo establecido, mediante la nomenclatura XX Ah Cyy donde XX es la capacidad de la batería e YY el tiempo de descarga de la misma. Destacar que hay que tener en cuenta la temperatura de la batería y de su entorno ya que si es inferior a la temperatura a la que se cataloga, la capacidad disminuye y si es superior, la capacidad aumenta pero puede reducir el número de ciclos de vida de la batería.



% Carga Inicial Bat. Este parámetro indica al software que porcentaje de carga inicial dispone la batería al inicio de la órbita. Una analogía simple sería el tanto por ciento de combustible que hubiera en el depósito de gasolina de un coche al comenzar un viaje. Por todo ello se puede decir que dicho parámetro es una condición inicial.



DOD. La profundidad de descarga de una batería es el ratio de energía máxima descargada permitida en relación a la cantidad de energía que puede almacenar. El DOD se expresa en porcentaje. Por ejemplo si una instalación con una batería de 100Ah sólo puede consumir hasta 40Ah, entonces su DOD es del 40%. Nótese que

en función de los ciclos de la batería el DOD varía. Si el usuario quisiera utilizar una batería muchas veces no podría descargarla siempre al máximo. Sin embargo si la utilización o número de ciclos fuera reducido, entonces sí que procedería o sería posible descargarla al máximo.

Para ofrecer un ejemplo sencillo, a continuación se expone una tabla con los valores aplicados al Delfos

Tabla 9. Valores ejemplo de los parámetros de las baterías

Parámetros baterías	Valores microsatélite Delfos
Voltaje Bus	28 V
Capacidad Baterías	17 Ah
% Carga Inicial Bat.	90 %
DOD	75 %

Si a continuación clicamos en el botón “Actualizar parametros”, entonces, principalmente, el usuario verá que se activarán dos botones en la parte derecha (Figura 49).

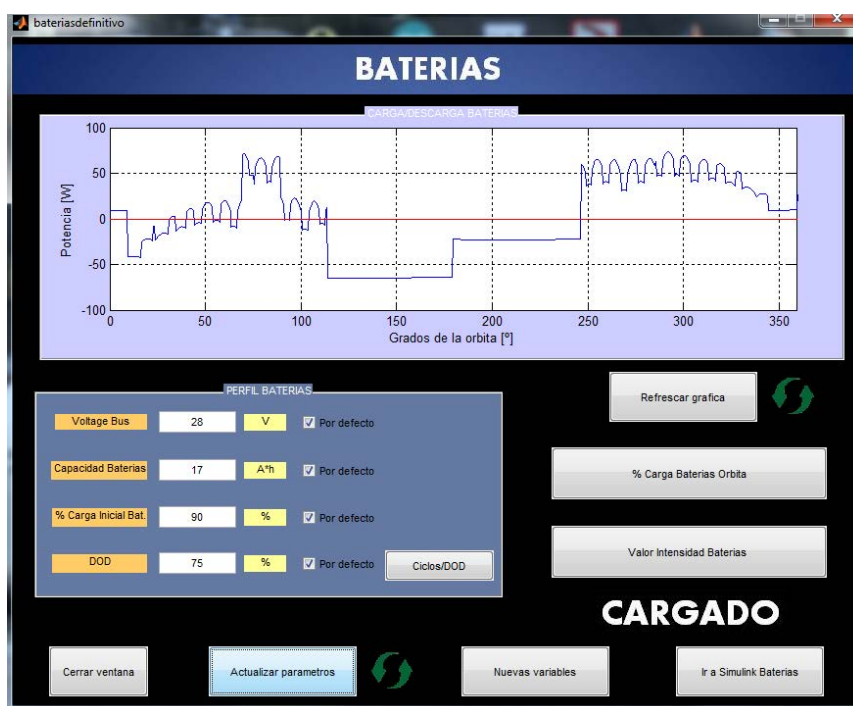


Figura 49. Campos rellenados por defecto en el menú baterías

11.3.5.1 % CARGA BATERÍAS POR ÓRBITA

Al clicar en el botón “% Carga Baterías Orbita” el usuario se topará con una ventana nueva con el siguiente aspecto (Figura 50).



Figura 50. Vista previa del porcentaje de descarga y descarga de las baterías

Esta gráfica es muy importante. Por un lado nos muestra como de cargadas/descargadas están las baterías. Para facilitar lo anteriormente dicho los valores se dan en tanto por ciento.

Por otro lado el usuario a de alertarse en caso de que la línea verde sobrepasara la línea roja. Si ocurriera, el simulador nos estaría indicando que se está sobrepasando la profundidad de descarga y que ello podría desembocar en el daño de las baterías o peor aún, su fallo inminente.

Por último, en la parte izquierda de la ventana el usuario puede observar valores picos y medios acerca del estado de la batería en toda la órbita.

11.3.5.2 VALOR INTENSIDAD BATERÍAS

Al clicar encima del botón “Valor Intensidad Baterías” el usuario apreciará una nueva ventana como la siguiente (Figura 51).



Figura 51. Vista previa del valor de las intensidades máximas de carga y descarga así como el valor de la intensidad durante la órbita.

Las baterías como tal no pueden cargarse/descargarse en tiempos e intensidades extremas. Por ello se especifican valores umbral que en caso de sobrepasarlos se alerta al sistema de que puede sufrir daños o fallos tanto inminentes como a largo plazo.

La línea azul es la intensidad de carga máxima, es decir, que las baterías no pueden cargarse por encima de la intensidad especificada. Normalmente dicho valor es $C/2$, siendo C la capacidad de la batería.

La línea de color rojo es la intensidad de descarga máxima que soporta la batería. Su valor normalmente es $4C$. Nótese que la intensidad tiene un valor negativo. Esto se ha representado así para facilitar la lectura de la gráfica y para indicar que esa intensidad es de descarga. Se podría decir que los signos se basan en la teoría de termodinámica. Cuando una variable “sale del sistema” es negativa, en cambio cuando una variable “entra en el sistema” es positiva. Claro está que aquí el sistema de estudio son las baterías.

11.3.6 GRÁFICAS Y RESULTADOS FINALES

Una vez que el usuario haya rellenado los apartados de “Parametros orbitales y paneles solares”, “Consumos” y “Baterías”, para poder acceder o activar el botón de “Gráficas y resultados finales” ha de clicar en el botón “Chequeo de Actualización”. Dicho botón permite al software chequear si se tienen todos los datos para proceder a graficar los resultados

finales. En caso de que no se tengan, aparecerá un mensaje de error indicando que parámetros o apartados son necesarios rellenar. En caso de que se tuvieran rellenados todos los campos necesarios, y continuando con los valores de los ejemplos anteriores, el usuario se topará con una nueva ventana de aspecto similar al de la siguiente imagen (Figura 52).

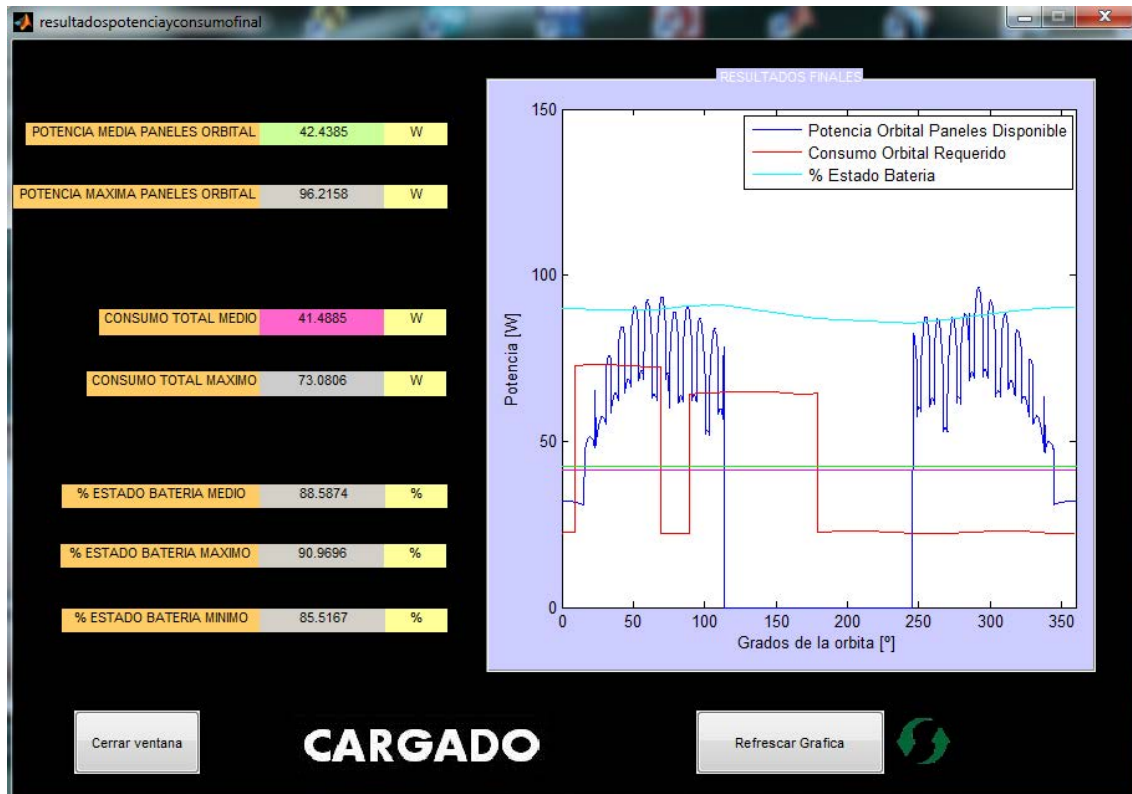


Figura 52. Gráfica y resultados finales

Dicha ventana contiene una gráfica en el que se superponen los resultados más representativos o que pudieran aportar más información al diseño preliminar del sistema de potencia. Los valores de la parte izquierda de la ventana son valores que ya aparecieron anteriormente pero que refuerzan o permiten recordar al usuario la magnitud del parámetro.

11.3.7 VIABILIDAD DE UN DISEÑO

Llegados a este punto el usuario se preguntará si el modelo que introduzca en el software es viable. A continuación se explicaran las claves para comprender la viabilidad de un diseño con el Satellite Power Simulator.

Para saber si el sistema simulado en dicho software es viable el usuario se valdrá de tres conceptos.

- ✧ % Carga Baterías Órbita. La gráfica que aparece en la ventana correspondiente contiene dos líneas. La verde nunca debe estar por debajo de la roja y mucho menos llegar a 0. Si ocurriera la primera opción las baterías pueden sufrir daños a corto o largo plazo, perdiendo fiabilidad. La segunda opción significaría que con el perfil de consumos actual, el modelo de sistema de potencia no es capaz de entregar la energía suficiente al perfil de consumos, o mejor dicho, las baterías se agotarían en algún momento de la órbita y el satélite se “apagaría” al instante.
- ✧ Valor Intensidad Baterías. La gráfica correspondiente a la ventana explicada anteriormente contiene tres líneas. La línea verde nunca puede coincidir ni sobrepasar ninguna de las líneas restantes. Si ocurriera, se estaría forzando la carga o descarga de la batería pudiendo provocar un cortocircuito o peor aún, que estas se incendiasen.
- ✧ Gráfica y resultados finales. De todas las líneas que aparecen en la gráfica la más representativa a la hora de comprobar la viabilidad es la de color cian. Dicha línea nos indica el estado en tanto por ciento de la batería. Si en algún momento dicha línea llega a cero significa que las baterías se han agotado y por tanto el microsátélite sufre un apagado general. Remarcar que esta referencia no sirve de nada si no se confirma la viabilidad primero de los parámetros anteriormente descritos.

A continuación se presenta un esquema (Figura 53) que resume lo dicho anteriormente

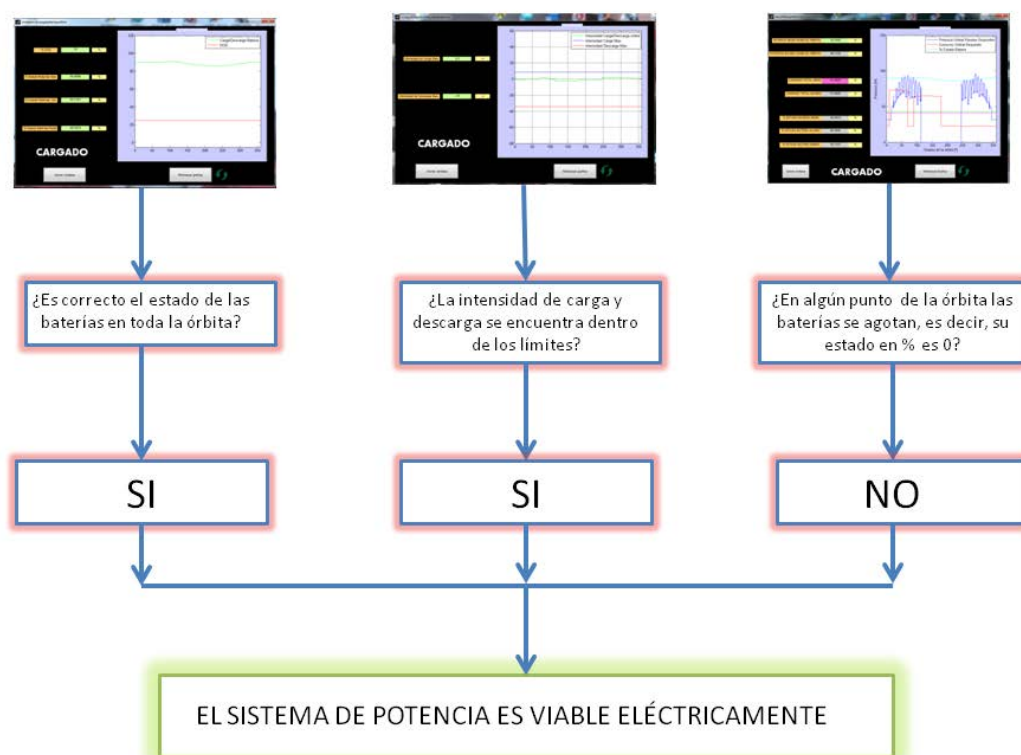


Figura 53. Esquema resumen acerca de la viabilidad del sistema de potencia simulado

11.4 SIMULACIONES

A continuación se procede a exponer diversas simulaciones aplicadas al Delfos y llevadas a cabo con el software desarrollado. Como se ha visto anteriormente para resolver la necesidad de diferentes subsistemas se han presentado varias soluciones. Con estas simulaciones se comprobará que combinación de soluciones es viable y la más óptima para la misión. Para ello se representa la tabla siguiente con parámetros constante y variables.

Tabla 10. Tabla con todos los campos a rellenar aplicados a la misión Delfos

Parámetro	Valor sistema potencia Delfos
Radio Tierra	6400 km
Altitud	700 km
Betha	0°
Periodo rotación satélite	600 s
Área eficaz panel lateral	0.22
Área eficaz panel superior	0.11
Eficiencia del área	100 %
Potencia del Sol	1370 W/m ²
Eficiencia panel	Variable según fabricante
Ángulo máximo	75°
Desfase primer panel	0°
ACDS-MGM	0.6 W
Inicio transmisiones	0°
Fin transmisiones	95°
Módulo transmisiones	12 W
TT&C continuo	95°
TCS	3 W
OBDH	3 W
Inicio P/L	0°
Fin P/L	95°
Módulo P/L	Variable según fabricante
Consumo P/L continuo	Variable según fabricante
Promedio eficiencia P/L	0.8
Voltaje Bus	28 V
Capacidad Baterías	Variable según fabricante
% Carga inicial de baterías	90 %
DOD	25 %

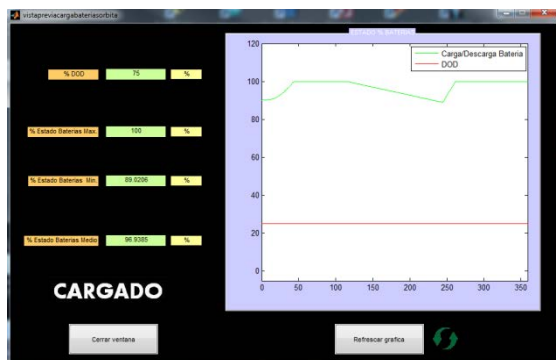
De ahora en adelante en las simulaciones sólo se incluirán tablas con los parámetros variables, dando por supuesto el valor de las constantes.

11.4.1 SIMULACIONES

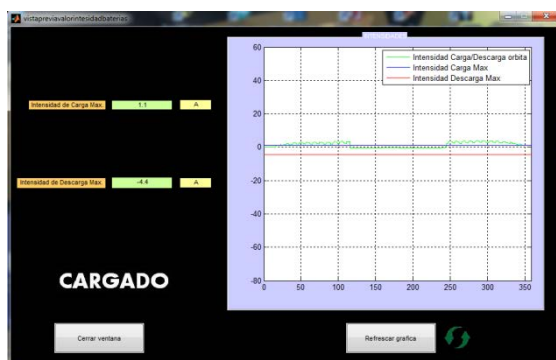
11.4.1 SIMULACIÓN 1

Tabla 12. Valores Simulación 1

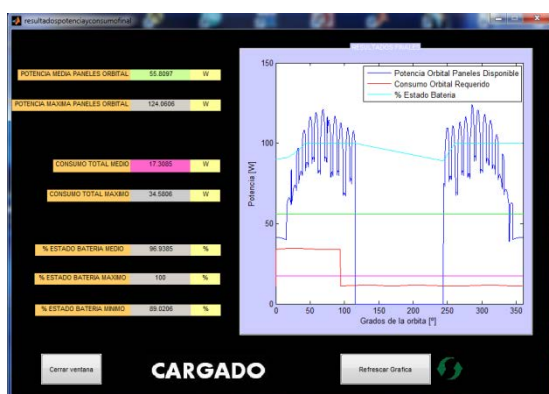
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Emcore Corporation	27,5 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.2 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviable*

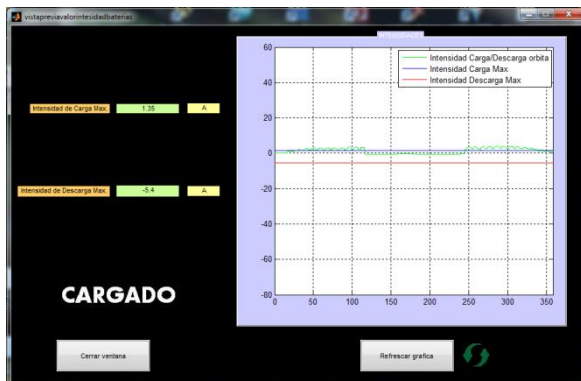
11.4.2 SIMULACIÓN 2

Tabla 13. Valores Simulación 2

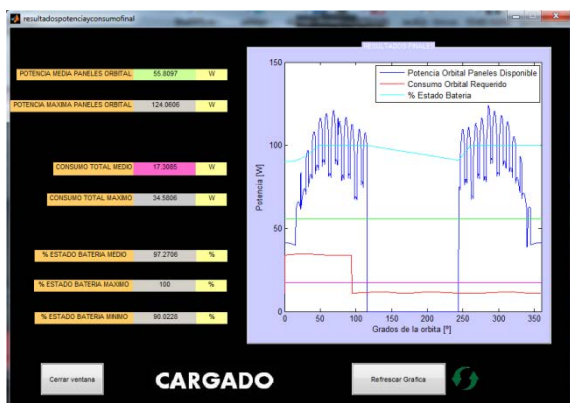
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Emcore Corporation	27,5 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.7 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviabile*

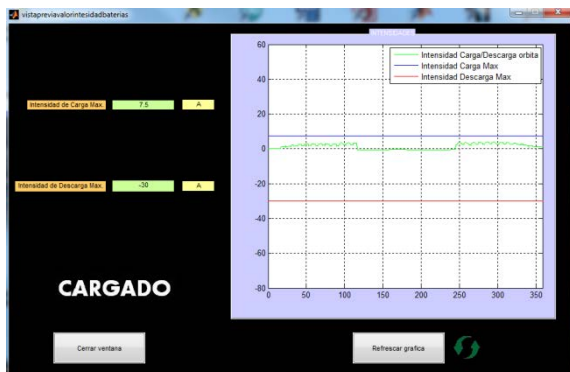
11.4.3 SIMULACIÓN 3

Tabla 14. Valores Simulación 3

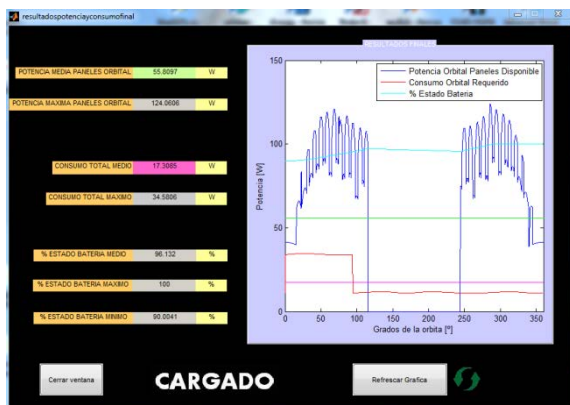
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Emcore Corporation	27,5 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Li-Po Quallion	15 Ah



✓ VIABLE



✓ VIABLE



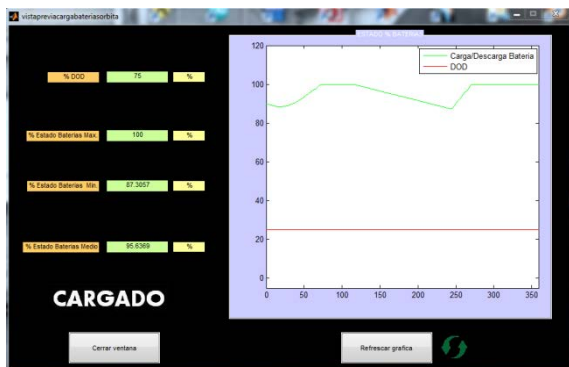
✓ VIABLE

Sistema de potencia *viable*

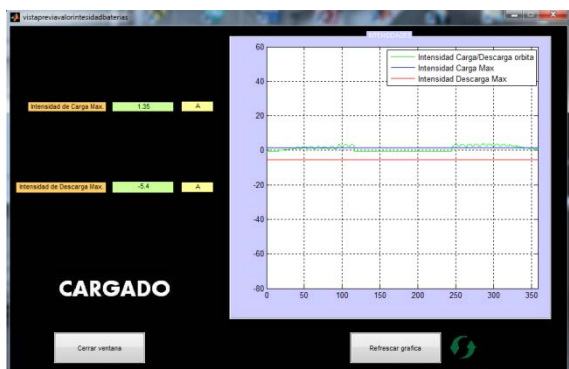
11.4.4 SIMULACIÓN 4

Tabla 15. Valores Simulación 4

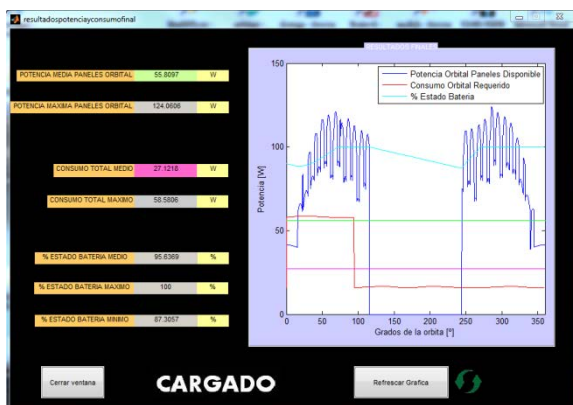
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Emcore Corporation	27,5 %
Módulo P/L	Iris, Strec	25 W
Consumo P/L continuo		5 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.7 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviabile*

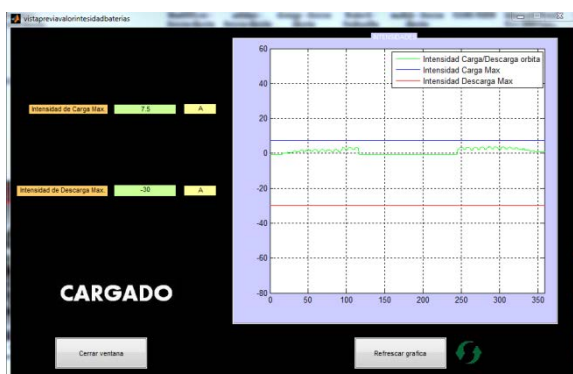
11.4.5 SIMULACIÓN 5

Tabla 16. Valores Simulación 5

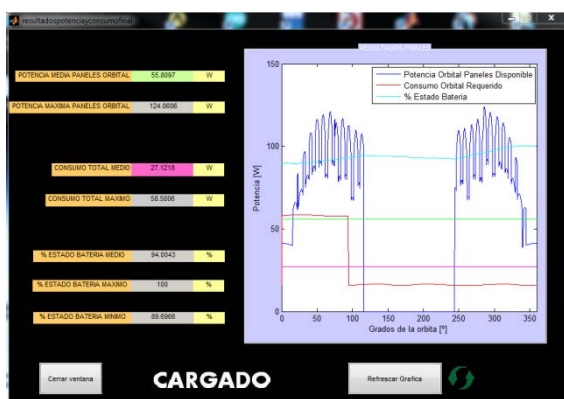
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Emcore Corporation	27,5 %
Módulo P/L	Iris, Strec	25 W
Consumo P/L continuo		5 W aprox
Capacidad baterías	Li-Po Quallion	15 Ah



✓ VIABLE



✓ VIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *viabile*

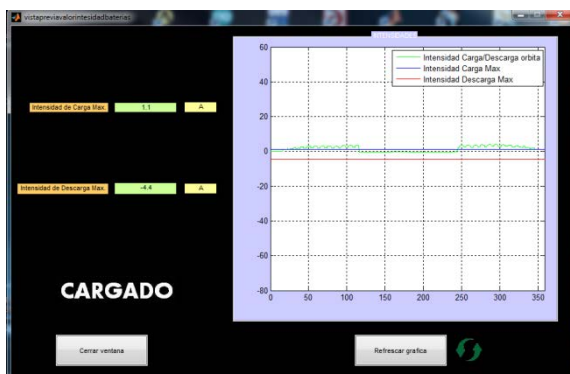
11.4.6 SIMULACIÓN 6

Tabla 17. Valores Simulación 6

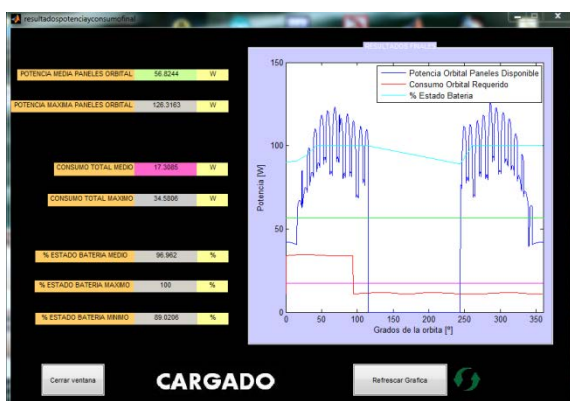
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Azurspace	28 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.2 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



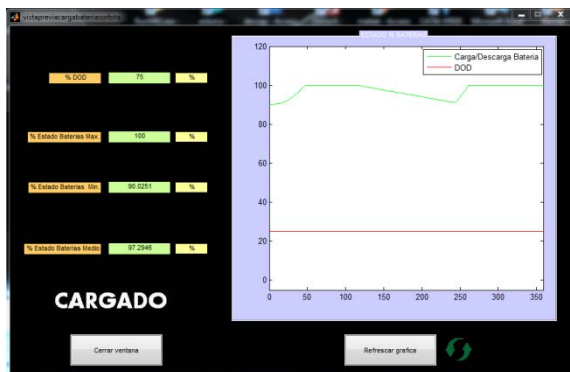
✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviabile*

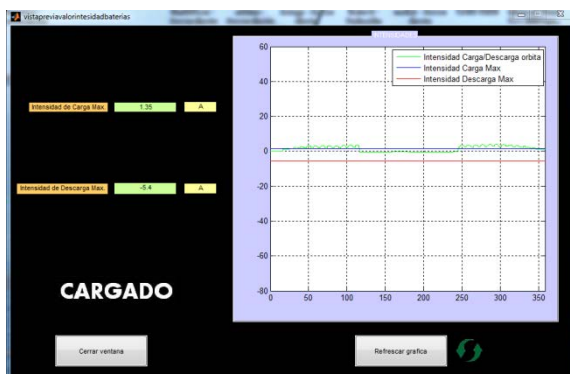
11.4.7 SIMULACIÓN 7

Tabla 18. Valores Simulación 7

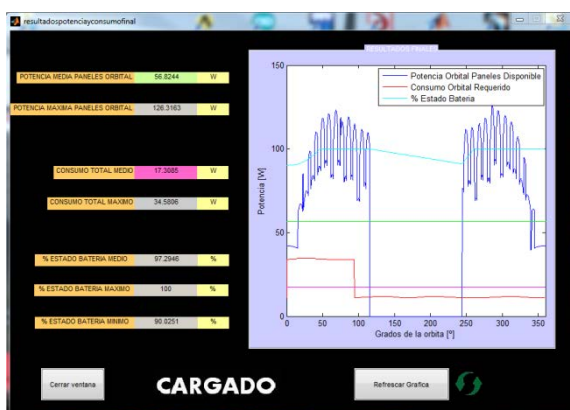
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Azurspace	28 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.7 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



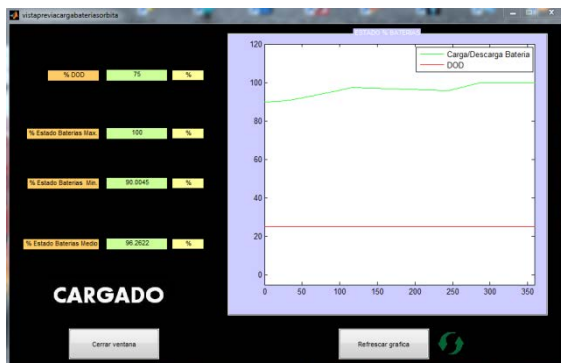
✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviable*

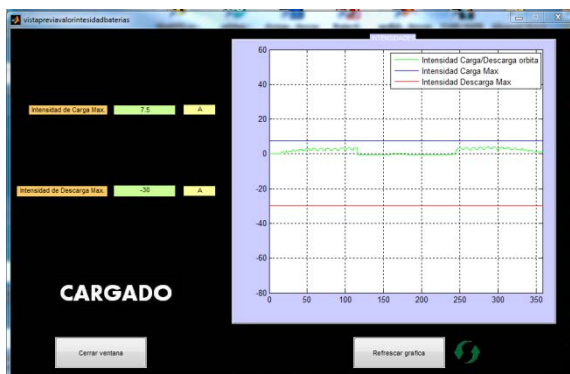
11.4.8 SIMULACIÓN 8

Tabla 19. Valores Simulación 8

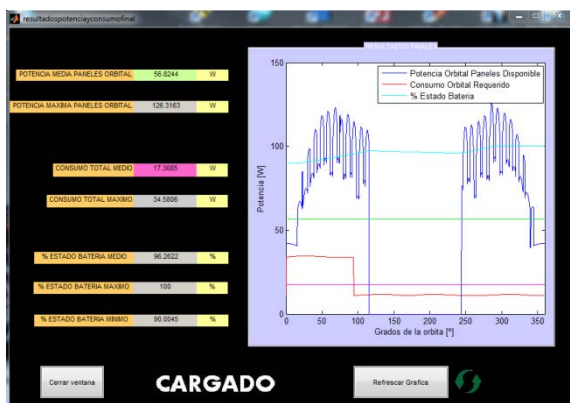
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Azurspace	28 %
Módulo P/L	SSTL CHRIS, Surrey	9 W
Consumo P/L continuo		1 W aprox
Capacidad baterías	Li-Po Quallion	15 Ah



✓ VIABLE



✓ VIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *viable*

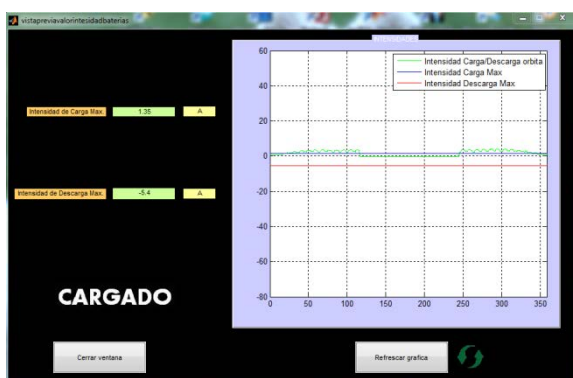
11.4.9 SIMULACIÓN 9

Tabla 20. Valores Simulación 9

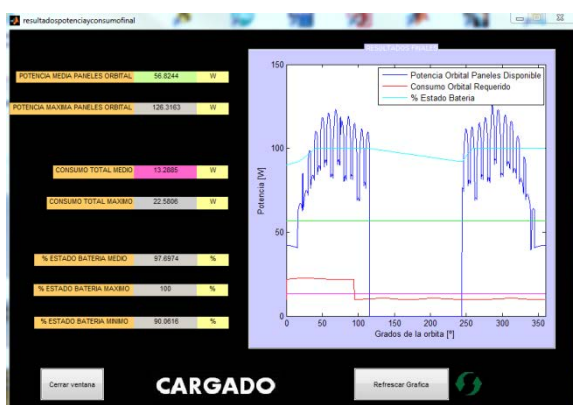
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Azurspace	28 %
Módulo P/L	Iris, Strec	25 W
Consumo P/L continuo		5 W aprox
Capacidad baterías	Ni-Cd, Space Vector	2.7 Ah



✓ VIABLE



✗ INVIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *inviable*

11.4.10 SIMULACIÓN 10

Tabla 21. Valores Simulación 10

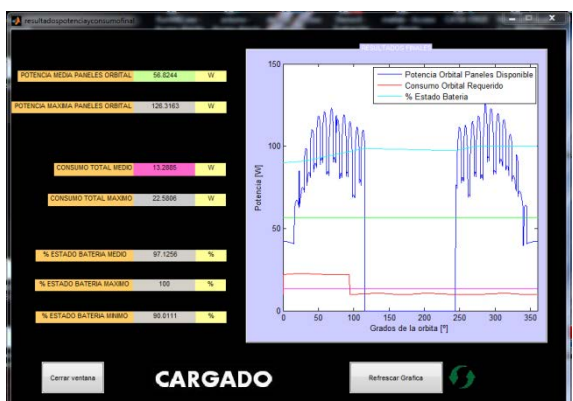
Parámetro	Fabricante	Valor de interés
Eficiencia Panel	Azurspace	28 %
Módulo P/L	Iris, Strec	25 W
Consumo P/L continuo		5 W aprox
Capacidad baterías	Li-Po Quallion	15 Ah



✓ VIABLE



✓ VIABLE



✓ VIABLE

Sistema de potencia *viable*

BIBLIOGRAFÍA

- [1] <http://www.ptelectronics.es/index.php/es/menubaterias/menucaracteristicas>
- [2] http://www.electricidad-gratuita.com/bateria_solar_conceptos.html
- [3] <http://www.spacevector.com/products/batteries.html>
- [4] <http://www.quallion.com/sub-sp-main.asp>
- [5] <http://es.wikipedia.org/wiki/MATLAB>
- [6] <http://es.wikipedia.org/wiki/Simulink>
- [7] <http://www.azurspace.com/index.php/en/products/products-space/space-solar-cells>
- [8] <http://www.sstl.co.uk/Products/Subsystems/Power-Management/Solar-Arrays>

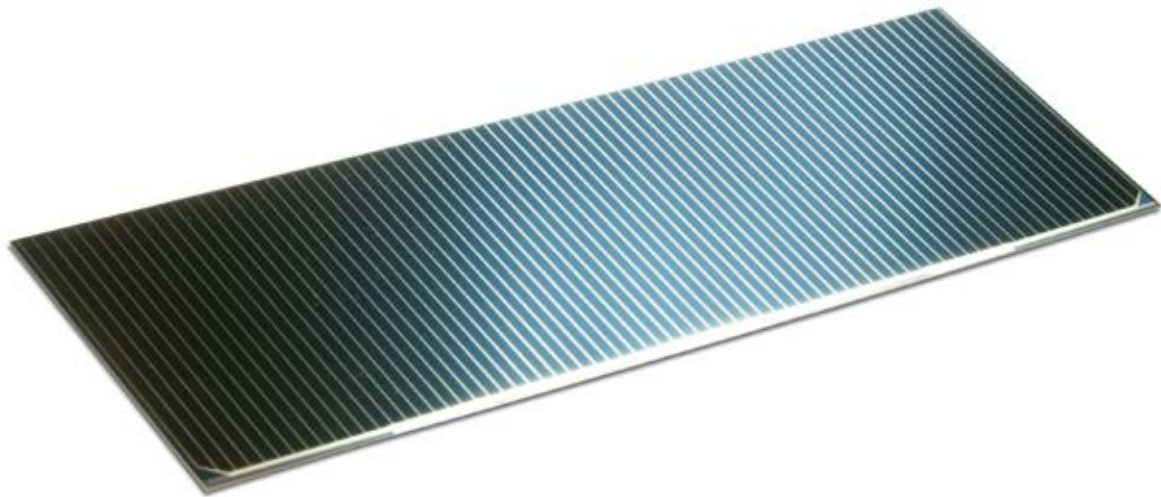


ANEXOS

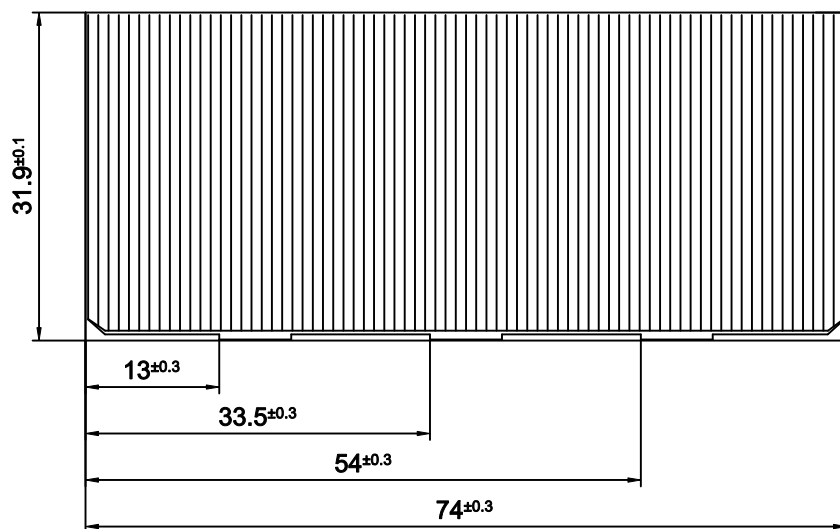


Paneles Solares

Cell Type: S 32



This cell type is a state-of-the-art high efficiency, low weight silicon solar cell with an integrated by-pass diode.



Cell Type: S 32



Design and Mechanical Data

Base Material	CZ, <1-0-0>
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	74.0 x 31.9 mm ± 0.1 mm
Cell Area	23.61 cm ²
Average Weight	≤ 32 mg/cm ²
Cell Thickness	130 ± 30 µm
Ag - Thickness	3 – 11 µm
Grid Design	Improved Grid system with 3 contact pads
Resistivity	p (B) 2 ± 1 Ω cm
Shadow Protection	Integrated Zener by-pass diode I _{rev} = 55 mA/cm ² (1.2 Isc) @ V _{rev} = 5 – 6 V



Electrical Data

		BOL	3E14	1E15	3E15
Average Open Circuit V _{oc}	[mV]	628	0.91	0.89	0.85
Average Short Circuit I _{sc}	[mA/cm ²]	45.8	0.88	0.85	0.76
Voltage at max. Power V _{pmax}	[mV]	528	0.91	0.89	0.84
Current at max. Power I _{pmax}	[mA/cm ²]	43.4	0.88	0.84	0.75
Average Efficiency η _{bare}	[%]	16.9	0.80	0.74	0.64

Test Conditions: AMO Spectrum; Light Intensity E = 135.3 mW/cm²; Cell Temperature T_c = 28°C

Standard : CNES 01-23MV1

BOL measurement accuracy: ± 1.5% relative



Temperature Gradients

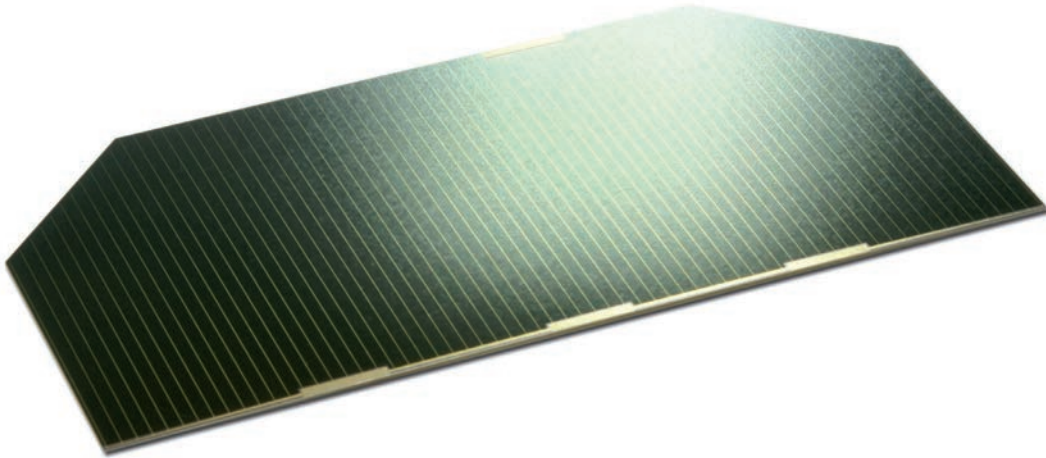
Voltage dV _{oc} /dT	[mV/°C]	- 2.02	-2.14	- 2.17	- 2.20
Short Circuit dI _{sc} /dT	[mA/cm ² /C°]	0.030	0.045	0.055	0.059
Voltage dV _{pmax} /dT	[mV/°C]	- 2.07	-2.22	- 2.19	- 2.25
Power dP _{mpax} /dT	[mW/cm ² /°C]	0.004	0.023	0.027	0.035



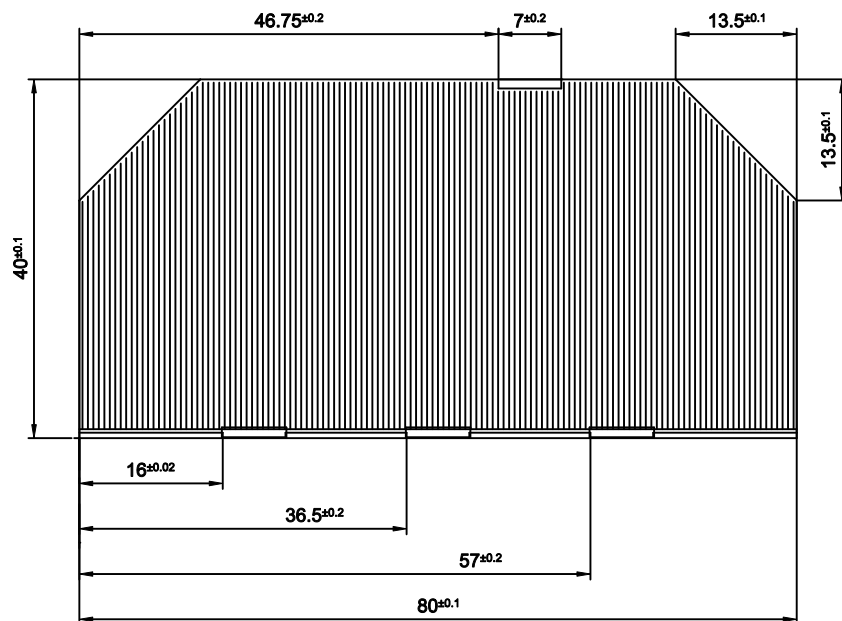
Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.78 (CMX 100 AR/IRR)
Pulltest	> 5 N at 45 ° welding test (with 35 µm Ag stripes)
Development Status	Qualified

Cell Type: 3G - 27%



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 27%). The cell is equipped with an integrated by-pass diode, which protects the adjacent cell in the string.



Cell Type: 3G - 27%



Design and Mechanical Data

Base Material	GalnP2/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness	150 ± 20 µm
Ag - Thickness	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads
Shadow Protection	Integrated protection diode $V_{\text{forward}} (1.2 I_{\text{SC}}) \leq 2.5 \text{ V}; T = 25 \pm 3^\circ\text{C}$



Electrical Data

		BOL	1E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V_{OC}	[mV]	2575	0.942	0.917	0.904
Average Short Circuit J_{SC}	[mA/cm ²]	16.9	0.999	0.993	0.989
Voltage at max. Power V_{pmax}	[mV]	2275	0.953	0.920	0.908
Current at max. Power J_{pmax}	[mA/cm ²]	15.95	1.000	0.993	0.976
Average Efficiency η_{bare}	[%]	26.8	0.953	0.913	0.886



Temperature Gradients

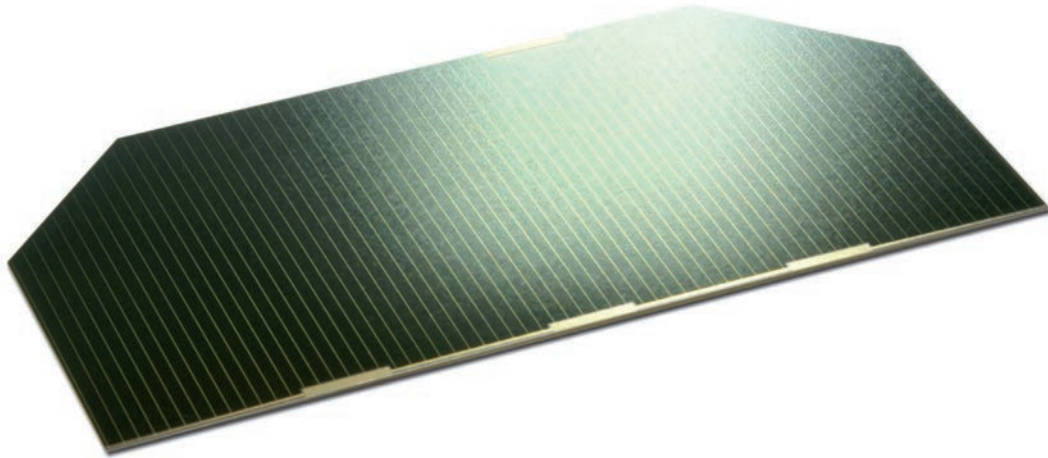
Voltage dV_{OC}/dT	[mV/°C]	- 6.0	- 6.3	- 6.5	- 6.6
Short Circuit dI_{SC}/dT	[µA/cm ² /°C]	9.0	8.3	9.9	9.6
Voltage dV_{pmax}/dT	[mV/°C]	- 6.4	- 6.8	- 6.8	- 7.0
Current dI_{pmax}/dT	[µA/cm ² /°C]	4.2	6.7	7.6	8.4



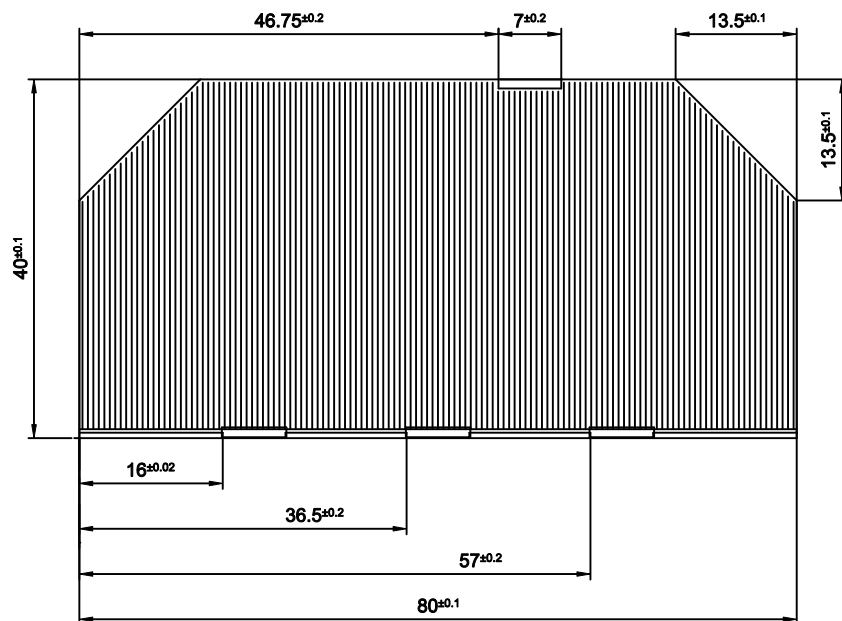
Threshold Values

Absorptivity	≤ 0,91 (with CMX 100 AR)
Pulltest	> 1.6 N at 45 ° welding test (with 12.5 mm Ag stripes)
Development Status	Qualified

Cell Type: 3G - 28%



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 28%). The cell is equipped with an integrated by-pass diode, which protects the adjacent cell in the string.



Cell Type: 3G - 28%



Design and Mechanical Data

Base Material	GalnP2/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness	150 ± 20 µm
Ag - Thickness	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads
Shadow Protection	Integrated protection diode $V_{\text{forward}} (1.2 I_{\text{SC}}) \leq 2.5 \text{ V}; T = 25 \pm 3^\circ\text{C}$



Electrical Data

		BOL	2.5E14	5E14	1E15
Average Open Circuit V_{OC}	[mV]	2667	0.96	0.95	0.93
Average Short Circuit I_{SC}	[mA]	506	0.99	0.99	0.96
Voltage at max. Power V_{pmax}	[mV]	2371	0.96	0.94	0.93
Current at max. Power I_{pmax}	[mA]	487	0.99	0.97	0.94
Average Efficiency η_{bare}	[%]	28.0	0.95	0.92	0.88

Remaining factors @ 28°C in accordance with qualification tests

Standard : CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc) ; Cell Type: 3G-28%;

Spectrum: AMO WRC (1367 W/m²) ; T = 28 °C



Temperature Gradients

		BOL	2.5E14	5E14	1E15
Open Circuit Voltage dV_{oc}/dT	[mV/°C]	- 6.0	- 6.4	- 6.2	- 6.3
Short Circuit Current dI_{sc}/dT	[mA/°C]	0.32	0.33	0.31	0.39
Voltage at max. Power dV_{mp}/dT	[mV/°C]	- 6.1	-6.8	- 6.3	- 6.4
Current at max. Power dI_{mp}/dT	[mA/°C]	0.28	0.36	0.20	0.29

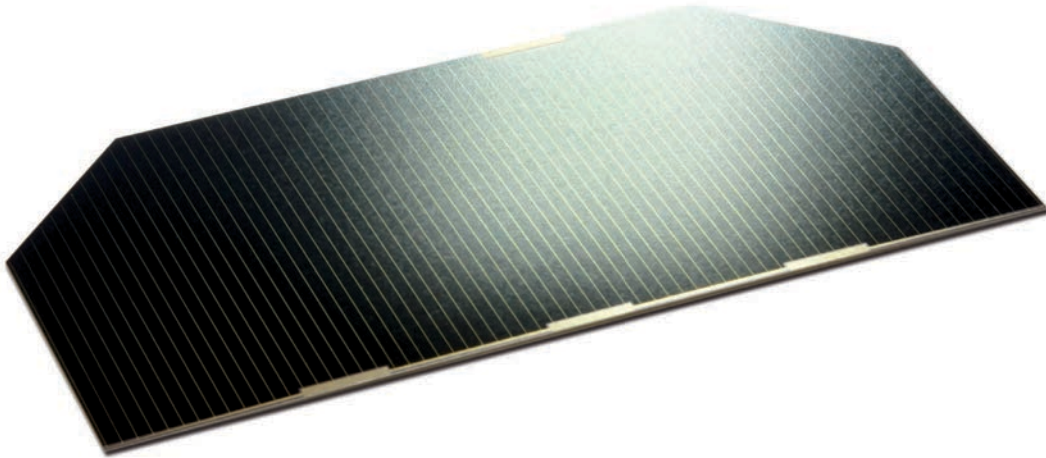


Threshold Values

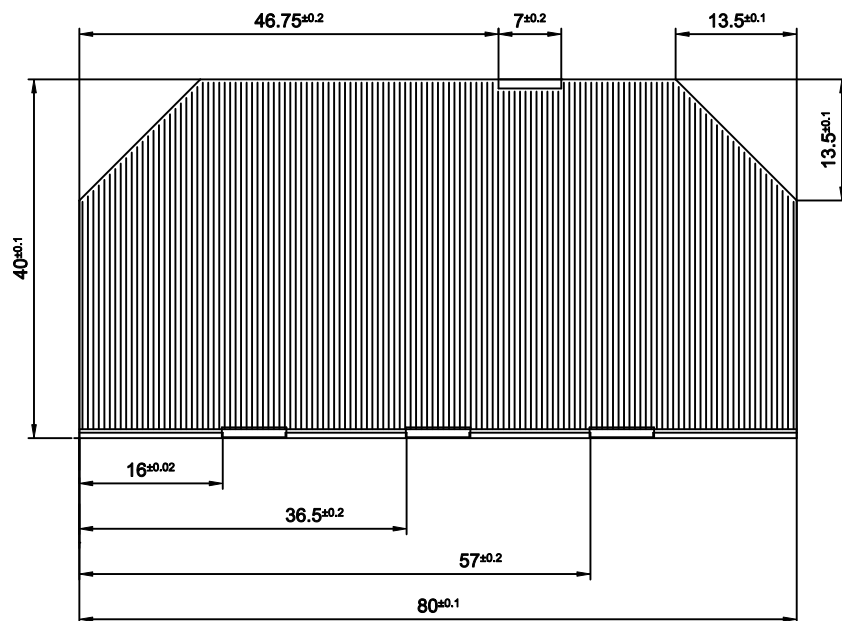
Absorptivity	≤ 0,91 (with CMX 100 AR)
Pulltest	> 1.6 N at 45 ° welding test (with 12.5 mm Ag stripes)
Development Status	Qualified

30% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C



This cell type is a GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate triple junction solar cell (efficiency class 30%). The cell is equipped with an integrated by-pass diode, which protects the adjacent cell in the string.



30% Triple Junction GaAs Solar Cell

Type: TJ Solar Cell 3G30C



Design and Mechanical Data

Base Material	GaInP/GaAs/Ge on Ge substrate
AR-coating	TiO _x /Al ₂ O ₃
Dimensions	40 x 80 mm ± 0.1 mm
Cell Area	30.18 cm ²
Average Weight	≤ 86 mg/cm ²
Thickness	150 ± 20 µm
Contact Metallization Thickness (Ag/Au)	4 – 10 µm
Grid Design	Grid system with 3 contact pads
Integrated Protection Diode	$V_{forward}(605\text{ mA}) \leq 2.5\text{ V}$ $I_{reverse}(2.8\text{ V}) \leq 100\text{ }\mu\text{A @ } T = 25^{\circ}\text{C}$



Electrical Data

		BOL	5E14	1E15	3E15
Average Open Circuit V _{OC}	[mV]	2669	0.94	0.92	0.89
Average Short Circuit I _{SC}	[mA]	525	0.99	0.96	0.87
Voltage at max. Power V _{pmx}	[mV]	2379	0.93	0.91	0.88
Current at max. Power I _{pmx}	[mA]	505	0.98	0.95	0.86
Average Efficiency η _{bare}	[%]	29.1	0.91	0.87	0.76

Acceptance Values

Voltage V _{op}	2300 mV				
min. average current @ V _{op} I _{op avg}	510 mA				
min. individual current @ V _{op} I _{op min}	475 mA				

Standard : CASOLBA 2005 (05-20MV1, etc) ; Cell Type: 3G-28% ;
Spectrum: AMO WRC (1367 W/m²) ; T = 28 °C



Temperature Gradients

		BOL	5E14	1E15	
Open Circuit Voltage dV _{oc} /dT	[mV/°C]	- 6.0	- 6.2	- 6.3	
Short Circuit Current dI _{sc} /dT	[mA/°C]	0.32	0.31	0.39	
Voltage at max. Power dV _{mp} /dT	[mV/°C]	- 6.1	- 6.3	- 6.4	
Current at max. Power dI _{mp} /dT	[mA/°C]	0.28	0.20	0.29	



Threshold Values

Absorptivity	≤ 0.91 (with CMX 100 AR)
Pull test	> 1.6 N at 45° welding test (with 12.5 µm Ag stripes)
Development Status	Qualified

ATJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



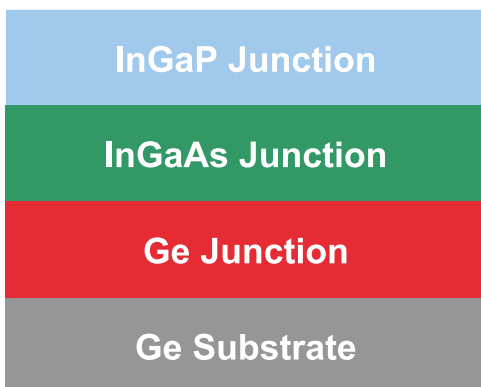
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	27.5%
Voc	2.60V
Jsc	17.1 mA/cm ²
Vmp	2.30V
Jmp	16.2 mA/cm ²

ATJ Cell Structure



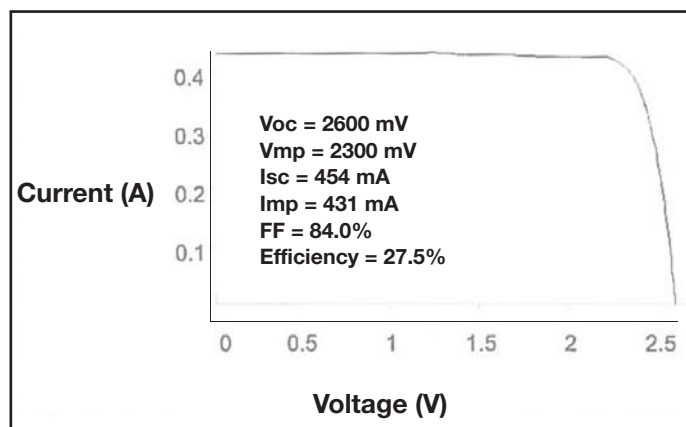
27.5% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Advanced Triple-Junction (ATJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage in LEO and GEO environments
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Available at EPI, cell, CIC or panel configuration

Typical ATJ Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



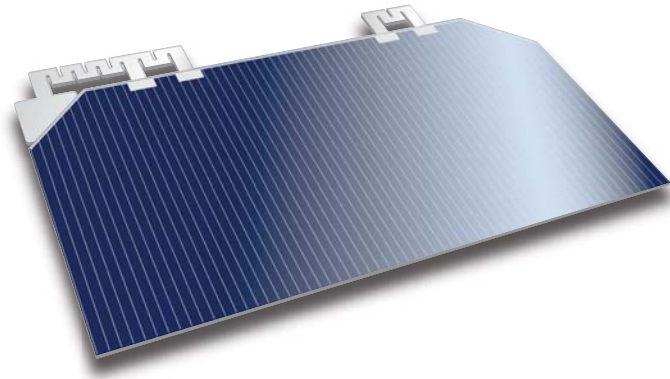
ATJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-10 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.7\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>600 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No measurable difference

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 700 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85
3E 15	0.86	0.90	0.85	0.87	0.74	0.74

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	$\Delta V_{\text{oc}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{sc}}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_{\text{m}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{mp}}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)
BOL	-5.48	+12	-5.93	+11
5E 13	-5.49	+10	-5.68	+7
1E 14	-5.46	+11	-5.66	+7
5E 14	-5.61	+12	-5.92	+12
1E 15	-5.77	+12	-6.14	+13

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized I_{sc}
- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized I_{mp}

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

ATJM Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

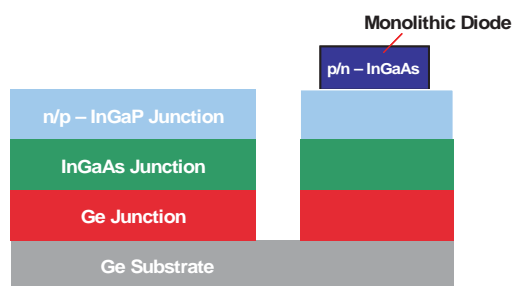


Typical Performance Data

Solar Cell Electrical Output Parameters	
Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	27%
V _{oc}	2.575V
J _{sc}	16.9 mA/cm ²
V _{mp}	2.285V
J _{mp}	16.0 mA/cm ²

Monolithic Diode Electrical Performance	
V _{RB} < 2.0 V @ I _{RB}	500 mA, 28°
I _{RB} < 50 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), 28°C
I _{RB} < 200 μA @ V _{RB}	2.5V (Illuminated), 28°C
I _{RB} < 10 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), -150°C
I _{RB} < 1 μA @ V _{RB}	2.5V (Dark), +120°C

ATJM Cell Structure



Schematic Cross-Sectional View

27.0% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Advanced Triple-Junction (ATJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage in LEO and GEO environments
- Fully Space-Qualified Monolithic Bypass Diode Protection
- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Excellent Mechanical Strength for Reduced Attrition during Assembly and Laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Available at EPI, cell, CIC or panel configuration
- Standard and Custom Sizes Available

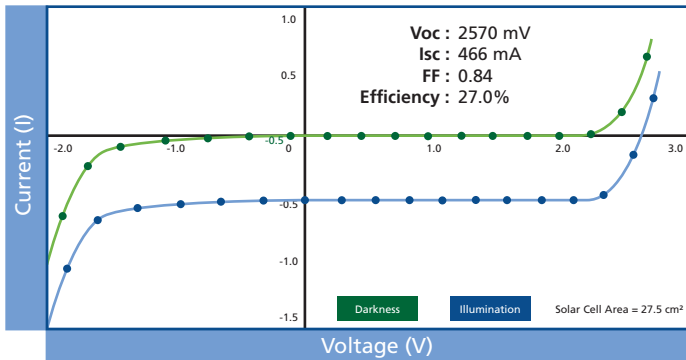
ATJM Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Typical Current (I) / Voltage(V) Plot



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-10 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.7\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>600 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No measurable difference

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm²)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85
3E 15	0.86	0.90	0.85	0.87	0.74	0.74

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm²)	$\Delta V_{oc}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{sc}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_m/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{mp}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)
BOL	-5.48	+12	-5.93	+11
5E 13	-5.49	+10	-5.68	+7
1E 14	-5.46	+11	-5.66	+7
5E 14	-5.61	+12	-5.92	+12
1E 15	-5.77	+12	-6.14	+13

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized I_{sc}
- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized I_{mp}

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

BTJ Photovoltaic Cell

Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



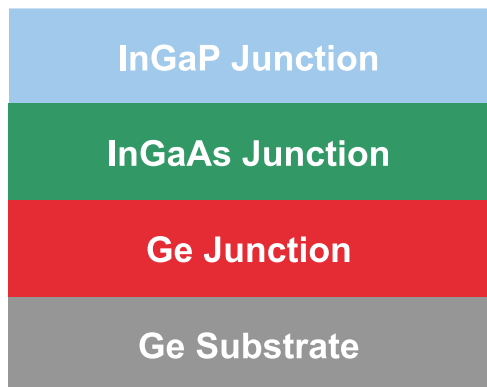
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	28.5%
Voc	2.70V
Jsc	17.1 mA/cm ²
Vmp	2.37V
Jmp	16.3 mA/cm ²

BTJ Cell Structure



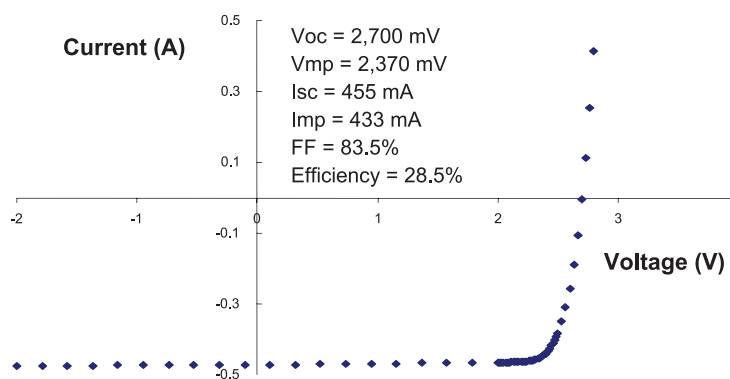
28.5% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 2nd Generation Triple-Junction (BTJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.89 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical BTJ Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



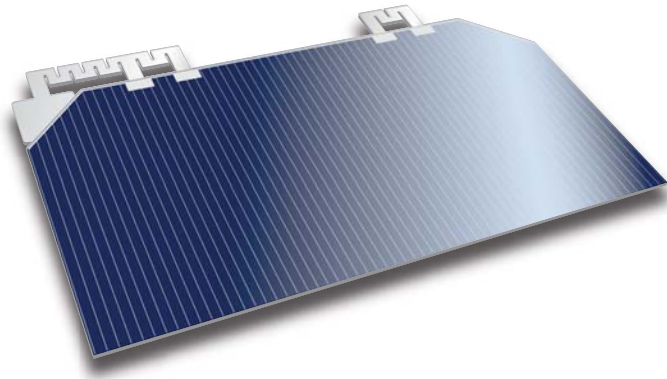
BTJ Photovoltaic Cell

Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.8\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>1000 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	$< 0.4\%$

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.96	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.95	1.00	0.96	1.00	0.95	0.95
5E 14	0.91	0.97	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.95	0.90	0.93	0.84	0.84

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	$\Delta V_{\text{oc}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{sc}}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$V_{\text{m}}/\Delta T$ (mV/°C)	$J_{\text{mp}}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)	$\text{Eff}/\Delta T$ (abs. % /°C)
BOL	-6.0	+12	-6.0	+10	-0.064
1E 15	-6.5	+14	-6.4	+12	-0.061

- ⁽¹⁾ J_{sc} is the symbol for normalized Isc

- ⁽²⁾ J_{mp} is the symbol for normalized Imp

Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

BTJM Photovoltaic Cell

Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



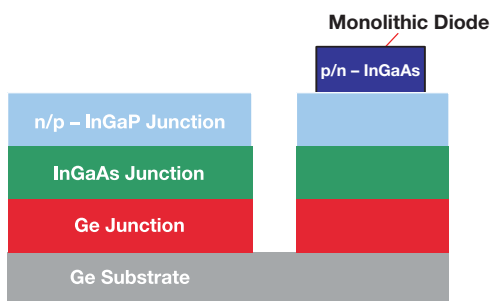
SPACE PHOTOVOLTAICS



Typical Performance Data

Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm ²)	28°C
BOL Efficiency at Maximum Power Point	28.0%
Voc	2.69V
Jsc	17.0 mA/cm ²
Vmp	2.33V
Jmp	16.3 mA/cm ²

BTJM Cell Structure



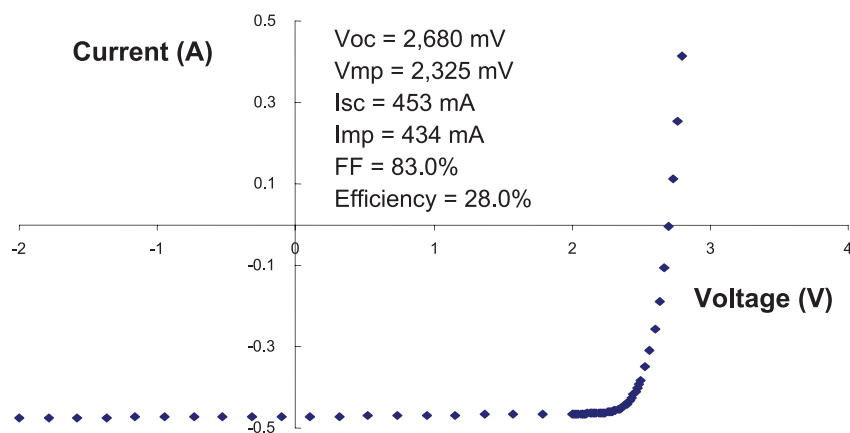
28% Minimum Average Efficiency

Features & Characteristics

- Highest efficiency flight cell with monolithic diode in the market
- Triple-Junction with Monolithic Diode (BTJM InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified InGaAs monolithic diode protection in production at Emcore since 2002
- Excellent radiation resistance with $P/Po = 0.89$ @ 1-MeV, $5E14$ e/cm² fluence
- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical BTJM Illuminated I-V Plot

Solar Cell Area = 26.6 cm²



BTJM Photovoltaic Cell

Triple-Junction with Monolithic Diode Solar Cell for Space Applications



SPACE PHOTOVOLTAICS

Typical Performance Data

Monolithic Diode Electrical Performance	
$V_{RB} < 2.0 \text{ V} @ I_{RB}$	500 mA, 28°
$I_{RB} < 50 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), 28°C
$I_{RB} < 200 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Illuminated), 28°C
$I_{RB} < 10 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), -150°C
$I_{RB} < 1 \text{ } \mu\text{A} @ V_{RB}$	2.5V (Dark), +120°C

Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-10 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	$< 0.8\%$
High-Temperature Anneal at 200°C for >5,000 hrs.	$< 2\%$	No measurable difference
Contact pull strength	>300 grams	>1000 grams
Electrical performance degradation after 40 day humidity exposure at 60°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	$< 0.4\%$

- For complete qualification results, please request EMCORE's ATJ Qual Report EWRP036

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp	Efficiency
5E 13	0.97	1.00	0.97	1.00	0.97	0.97
1E 14	0.96	1.00	0.96	1.00	0.96	0.96
5E 14	0.92	0.98	0.92	0.96	0.89	0.89
1E 15	0.90	0.96	0.90	0.94	0.85	0.85
3E 15	0.86	0.90	0.85	0.87	0.74	0.74

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	$\Delta \text{Voc}/\Delta T$ (mV/°C)	$\text{Jsc}/\Delta T$ ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{C}$)	$\text{Vm}/\Delta T$ (mV/°C)	$\text{Jmp}/\Delta T$ ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/^\circ\text{Ccm}$)	$\text{Eff}/\Delta T$ (abs. % /°C)
BOL	-6.0	+12	-6.0	+10	-0.064
1E 15	-6.5	+14	-6.4	+12	-0.061

- ⁽¹⁾ Jsc is the symbol for normalized Isc
- ⁽²⁾ Jmp is the symbol for normalized Imp

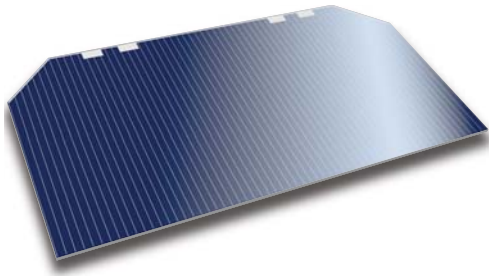
Regulatory



EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

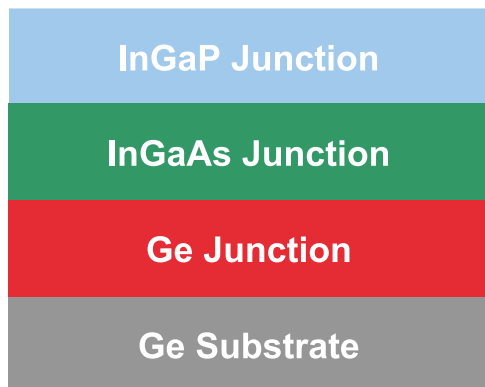


Typical Performance Data

■ Electrical Parameters @ AM0 (135.3 mW/cm²)

BOL Efficiency at Maximum Power Point	29.5%
V _{OC}	2.726V
J _{SC}	17.4 mA/cm ²
V _{MP}	2.41V
J _{MP}	16.5 mA/cm ²

ZTJ Solar Cell Structure



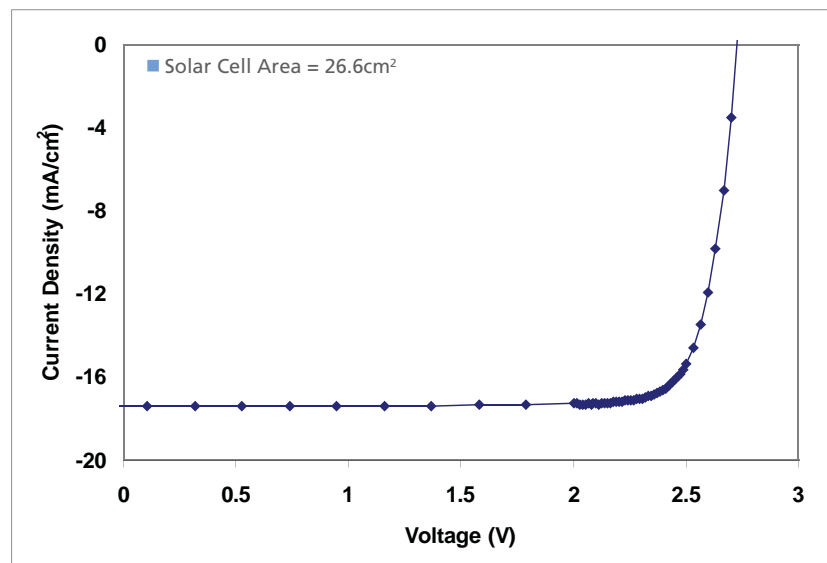
29.5% Minimum Average Efficiency

Qualified & Characterized to the AIAA-S111-2005 & AIAA-S112-2005 Standards

Features & Characteristics

- Lowest solar cell mass of 84 mg/cm²
- 3rd Generation Triple-Junction (ZTJ) InGaP/InGaAs/Ge Solar Cells with n-on-p Polarity on 140-μm Uniform Thickness Substrate
- Fully space-qualified with proven flight heritage
- Excellent radiation resistance with P/Po = 0.90 @ 1-MeV, 5E14 e/cm² fluence
- Designed to accept corner-mounted silicon bypass diode for individual cell reverse bias protection
- Good mechanical strength for reduced attrition during assembly and laydown
- Weldable or Solderable contacts
- Standard and custom sizes available

Typical ZTJ Illuminated I-V Plot



ZTJ Photovoltaic Cell

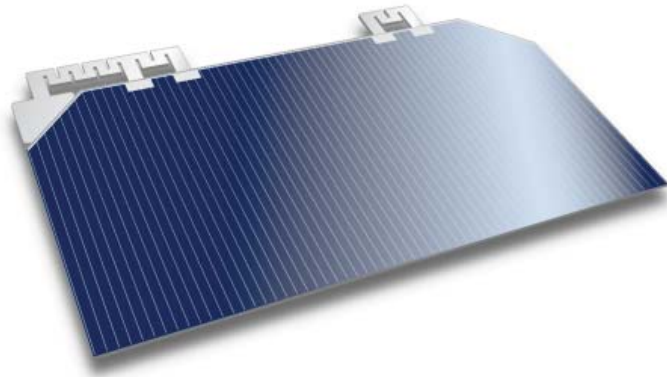
Advanced Triple-Junction Solar Cell for Space Applications



DATASHEET

SOLAR POWER

Optional Covered Interconnect Cell (CIC) Configurations



Key Space Qualification Results

Test Performed	Industry Quality Standard	Typical Test Results
Metal Contact Thickness	4-8 μm	6 μm
Dark Current degradation after reverse bias	$\Delta I_{\text{spec}} < 2\%$	$< 0.4\%$
Electrical performance after 2,000 thermal cycles -180°C to +95°C	$< 2\%$	No change
Contact pull strength	> 300 grams	> 1000 grams
Electrical performance degradation after 60 day humidity exposure at 45°C and 95% relative humidity	$< 1.5\%$	No change

- For complete qualification results, please request EMCORE's ZTJ Qualification & Characterization Report EWRP0458

About EMCORE Corporation



Emcore Photovoltaics Albuquerque, NM

- Incorporated in 1984
- Appx. 900 Employees
- Nasdaq: EMKR

Radiation Performance at 1 MeV Electron Irradiation, EOL/BOL Ratios

Fluence (e/cm^2)	Voc	Isc	Vmp	Imp	Pmp
3.00 E+13	0.96	0.99	0.98	0.99	0.99
1.00 E+14	0.95	0.98	0.97	0.99	0.96
5.00 E+14	0.91	0.97	0.93	0.96	0.90
1.00 E+15	0.89	0.94	0.91	0.94	0.85
3.00 E+15	0.86	0.89	0.87	0.86	0.75
1.00 E+16	0.82	0.82	0.83	0.74	0.62

Temperature Coefficients

Fluence (e/cm^2)	Voc ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Jsc ⁽¹⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Jmp ⁽²⁾ ($\mu\text{A}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)	Vmp ($\text{mV}/^\circ\text{C}$)	Pmp ($\mu\text{W}/\text{cm}^2\cdot^\circ\text{C}$)
0	-6.3	11.7	9.1	-6.7	-85.7
1.00 E+14	-6.6	11.4	9.1	-7.0	-92.3
1.00 E+15	-6.9	11.3	10.6	-7.3	-89.9
1.00 E+16	-7.4	11.5	13.4	-6.6	-57.2

- ⁽¹⁾ Jsc is the symbol for normalized Isc

- ⁽²⁾ Jmp is the symbol for normalized Imp

Regulatory

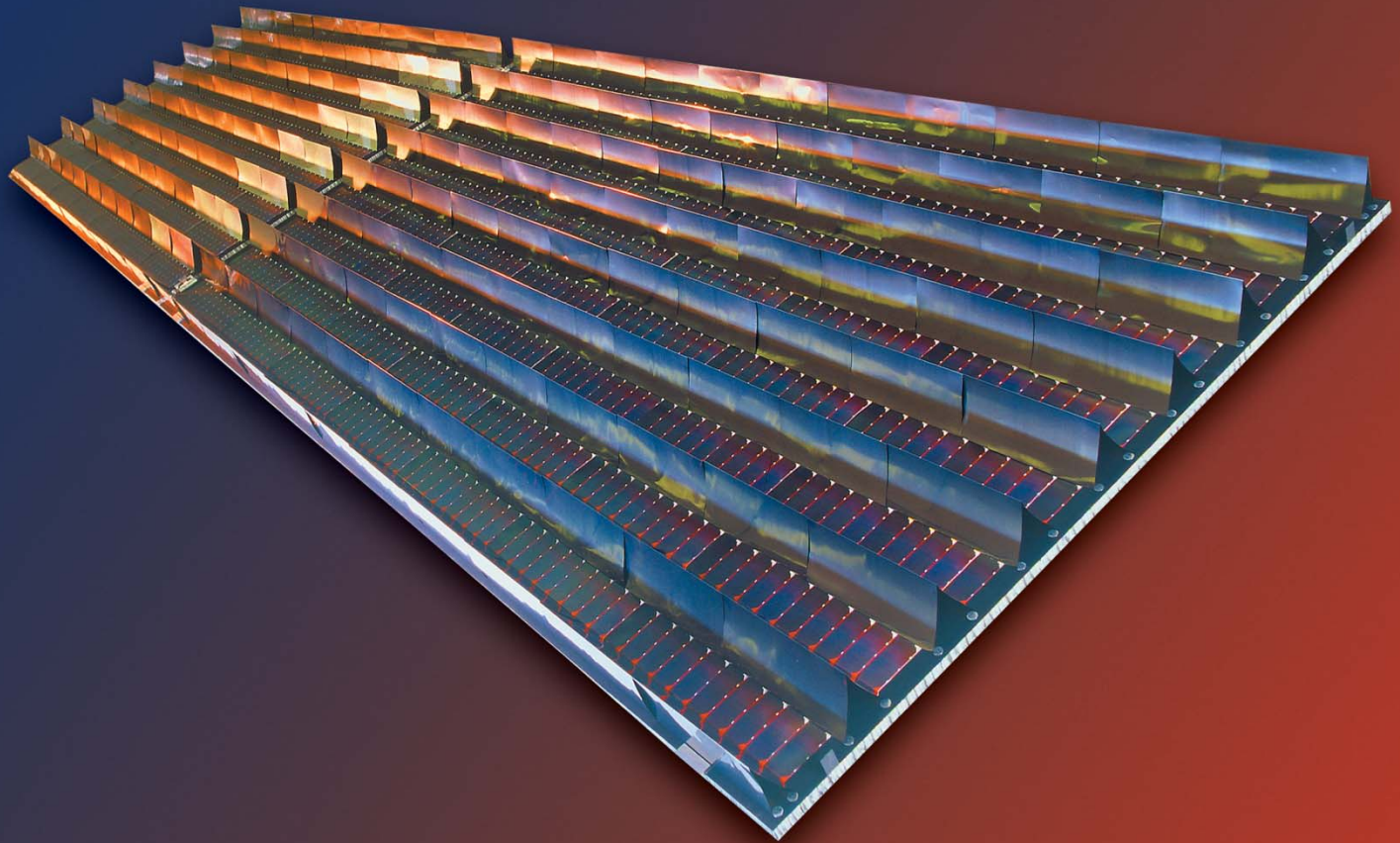


EMCORE CORPORATION
ISO 9001 CERTIFIED



EMCORE PHOTOVOLTAICS
AS9100 CERTIFIED

CellSaver Solar Concentrator Technology

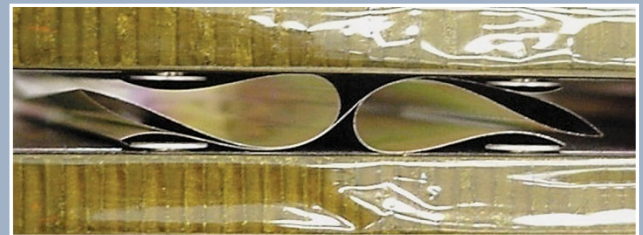


Performance Features

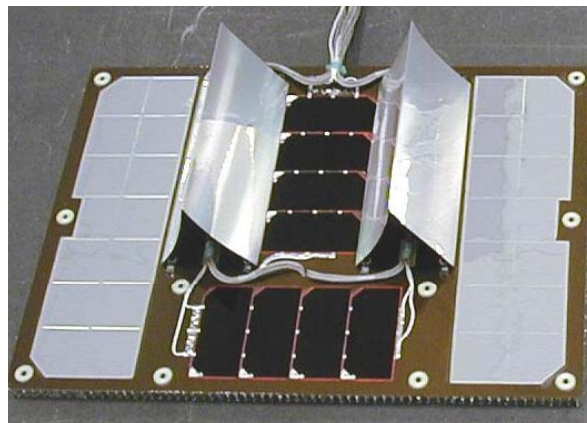
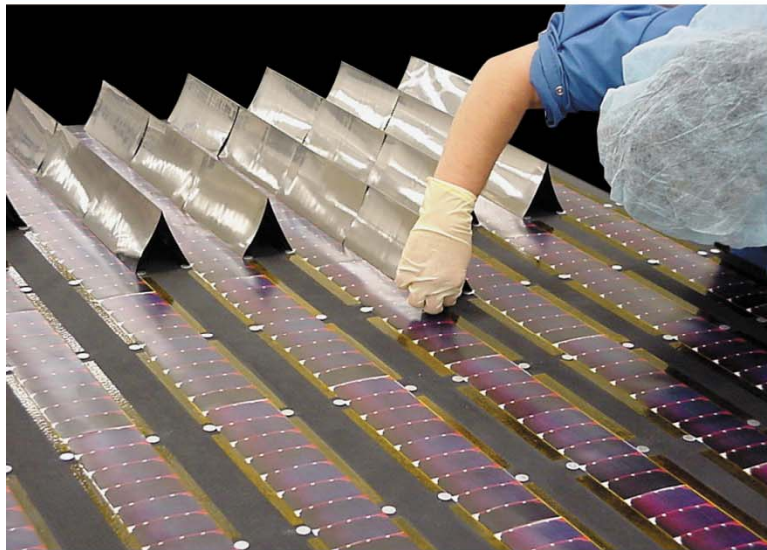
- ~2X reflective on-panel concentrator
- One-piece all-metal construction redundantly grounded to panel
- Low temperature operation (75 °C in GEO)
- Wide solar acceptance angle ($\alpha \pm 12^\circ$, $\beta \pm 24^\circ$)
- Solar panel mass reduction (~20%)
- Standard large area 3J cells, lay-down, and interconnects
- Retrofits onto existing qualified platforms
- On-going GEO flight performance validation

Application Benefits

- ~25% cost savings at array level
- Low risk implementation
- Simple self deployment as panels open
- Utilized standard ACS and array tracking
- Array-level end-to-end testing
- Maintains heritage qualification basics

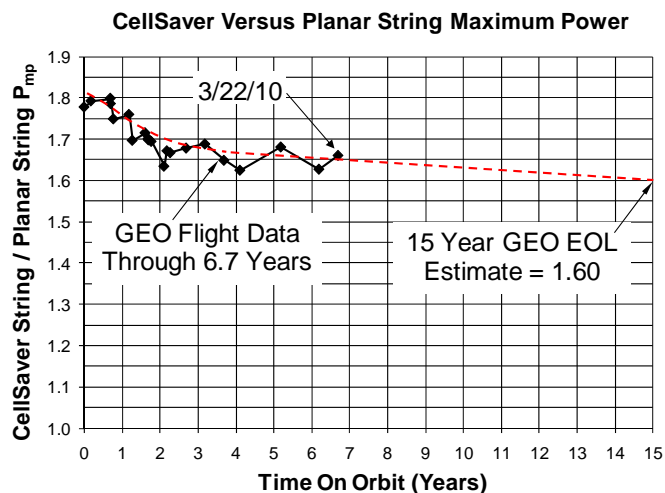
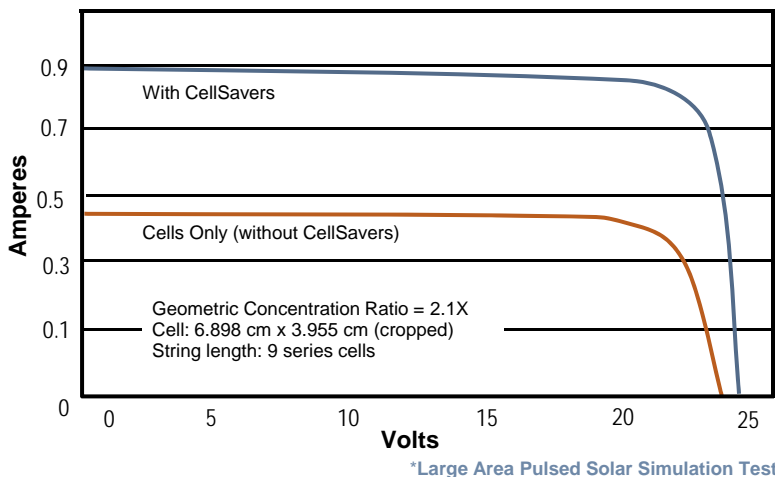


CellSaver Solar Concentrator Technology



**GEO Flight Experiment
(1 of 2 coupons flown)**

LAPSS* Data with Advanced Triple Junction Cells



Qualifications

Test	Environment	Results
Electrical	AMO LAPSS Test	Pass: >95% Efficiency
Off-Angle Performance	AMO LAPSS Test	Cosine Fall-Off Out to 12° (α) & 24° (β)
Random Vibration	52, 45 & 87 g-rms (x, y & z Respectively)	Pass: No Shape or Power Impacts
GEO Thermal Cycles	-175°C to +120°C, 2,000 Cycles	Pass: <1% Power Loss
LEO Thermal Vacuum Cycles	-115°C to +135°C, 1×10^{-5} Torr, 12 Cycles	Pass: No Measurable Power Loss
LEO Thermal Cycles	-100°C to +120°C, 80,000 Cycles	In-Process: Pass Through 20,000 Cycles
Long Term Stowage	11 mm Gap for 3 Years	In-Process: Pass Through 16 Months
Minimum Panel Gap	5 mm Gap for 1 Minute	Pass: No Shape or Power Impacts
Deployment Cycles	50 Stow and Deploy Cycles	Pass: No Shape or Power Impacts
Humidity	90% RH at 22°C, 60 Days	Pass: <1% Power Loss
UV Radiation	5,000 Equivalent Sun Hours (ESH)	Pass: 5973 ESH with < 2% Reflectance Loss
Electron Radiation	15 Year GEO Exposure	Pass: < 2% Reflectance Loss
Proton Radiation	15 year GEO Exposure	Pass: < 2% Reflectance Loss

For information contact: **ATK-Goleta**, 600 Pine Avenue,
Goleta, CA 93117
805 685-2262 Tel 805 685-1369 Fax
info-goleta@atk.com





SMALL SATELLITE SOLAR PANELS

High Efficiency Solar Arrays For All Types Small Satellites and CubeSats

MAIN FEATURES

- Solar panel sizes from as small as 20mm x 20mm to 1m x 1m.
- Our assembly processes are tried and tested on Carbon Fibre composite, Aluminium and PCB substrates.
- Clyde Space has developed a low-cost assembly method based on traditional techniques using heritage, space-qualified materials.
- All of our solar panels are assembled to a high quality and inspected to ESA standard.
- We keep stock of Spectrolab high efficiency solar cells enabling us to provide fast, quality, custom solutions (we have supplied custom panels as fast as 4 days).
- Our PCB substrates can incorporate MTQ coils and other sensors (temperature sensors are standard fit).
- Coarse and fine sun sensor on panel options available.
- Harnesses available in lengths; 30cm, 60cm & custom.
- Clyde Space also has capability to coverglass and interconnect bare solar cells, such as from Azur Space.

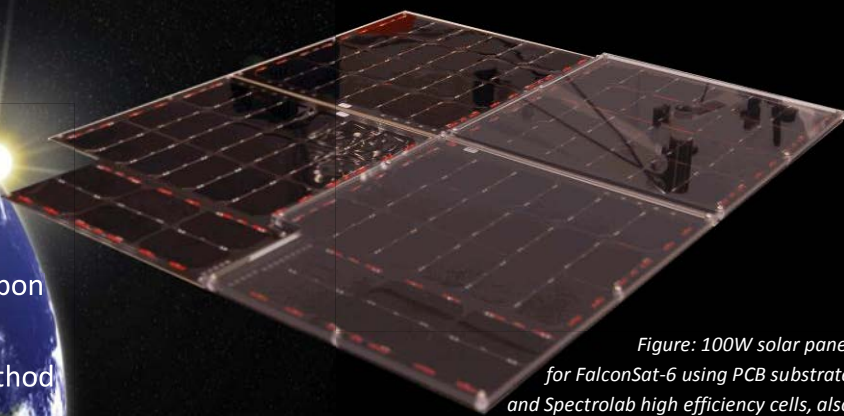


Figure: 100W solar panel for FalconSat-6 using PCB substrate and Spectrolab high efficiency cells, also showing on right solar panel protectors for integration.

SMALLSAT SOLAR PANEL OVERVIEW

Clyde Space solar array design and manufacturing techniques have been developed based on traditional solar array assembly techniques, but adapted to reduce assembly costs in order to meet the tighter budget needs of the small satellite community.

Unlike most solar panel manufacturers, Clyde Space also is also known for its high performance small satellite electrical power systems and batteries. This enables us to understand customer requirements and to advise on solar array configuration to achieve optimum power levels.

MANUFACTURING CAPABILITY

The Clyde Space capability extends to solar panels of approximately 1000mm x 1000mm and our design team will work with you to ensure that the solar panel design is robust and optimised for your mission. We supply 3D CAD models as standard to accelerate your design process.

Our laydown technique allows us to use a variety of cell sizes and types without the need to modify our assembly equipment and jigs. We have developed and tested processes using both soldering and welding of interconnects and inter-cell connections, which we deploy according to cell type and qualification status.

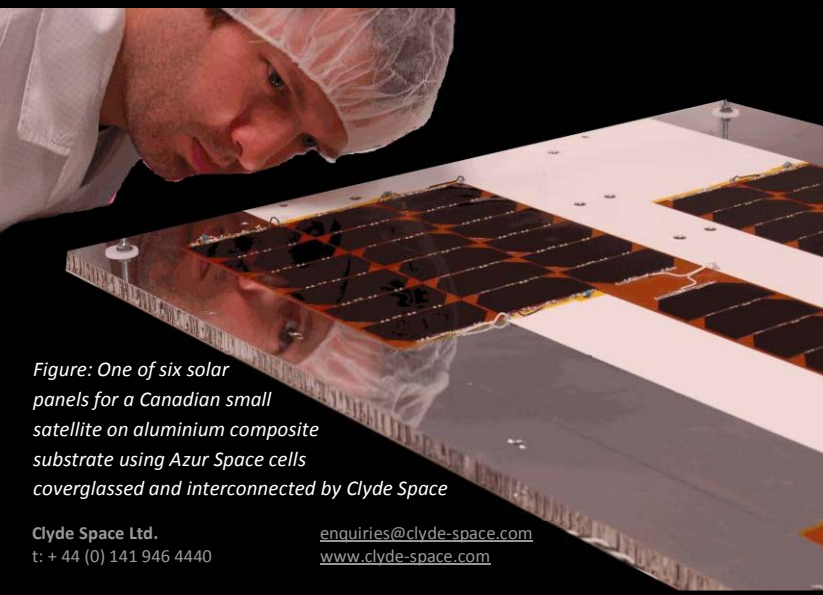


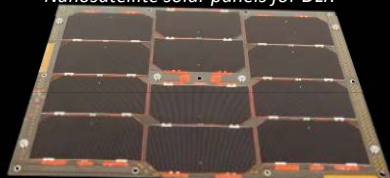
Figure: One of six solar panels for a Canadian small satellite on aluminium composite substrate using Azur Space cells coverglassed and interconnected by Clyde Space



CUBESAT SOLAR PANELS

We supply solar panels for more CubeSat missions than anyone else

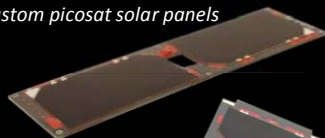
Nanosatellite solar panels for DLR



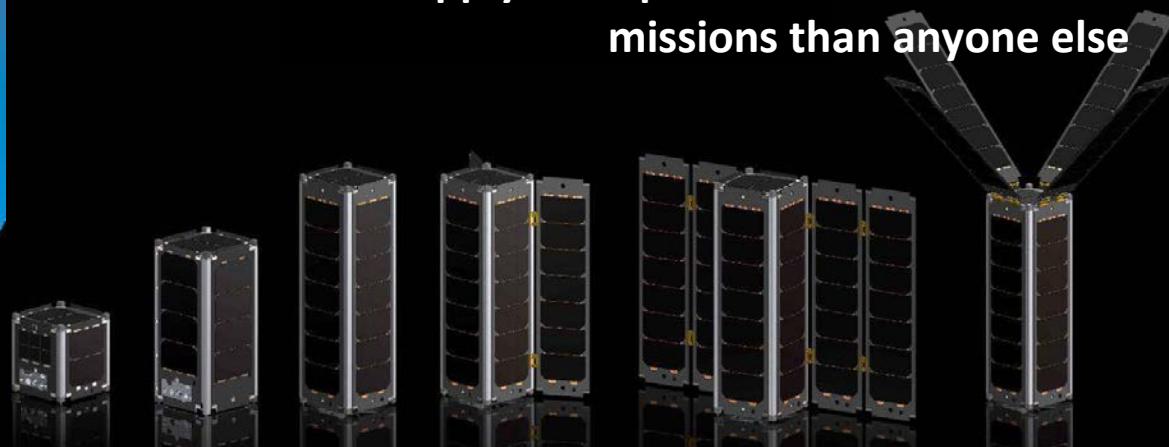
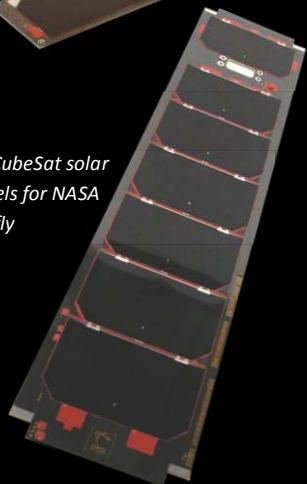
1U CubeSat solar panels for CPUIT



Custom picosat solar panels



3U CubeSat solar panels for NASA Firefly



	1U		1.5U		2U		3U		6U	
Power @ 28°C & Mass	2.1W	42g	3.1W	48g	5.2W	69g	7.3W	135g	18.78W	290g*
Embedded MTQ (1.6mm PCB)	0.08A/m ²	44g	0.11A/m ²	59g*	0.14A/m ²	98g	0.17A/m ²	170g	0.4A/m ²	340g*
Option & Mass (2.4mm PCB)	0.1A/m ²	60g*	0.14A/m ²	79g*	0.18A/m ²	110g*	0.22A/m ²	190g*	0.5A/m ²	390g*
Single Deployed Power @ 28°C	4.2W		6.2W		10.4W		14.6W		37.5W	
2 Sided Deployed	6.2W		9.4W		15.6W		21.9W		56.3W	
Double Deployed Power @ 28°C	4.2W		6.2W		10.4W		14.6W		37.5W	
2 Sided Deployed	8.3W		12.5W		20.8W		29.2W		75W	

Note: thinner substrates are available to reduce mass (down to 0.4mm thickness. Double deployed has 0.7mm thick substrates).

* Estimated based on measured values of other similar sized panels.

We have supplied CubeSat solar panels for about 50 CubeSats to date. Our solar panels are typically multilayer Printed Circuit Board (PCB) substrates with a space rated Kapton facesheet. There are many advantages to using PCB and our experience with this approach means that we have a slick, well proven technique. To ensure good thermal design, we use copper fill on the top and bottom layers and flood the underside of the cells with vias for thermal conductivity purposes. There is no wiring on our panels and they produce a minimal magnetic field.

All of our solar panels have temperature sensors, and many solar panels have been delivered with magnetorquers embedded. We can also include coarse and fine sunsensors. Solar panels with cut-outs and bespoke sensors easily accommodated.

For CubeSat missions requiring more power, we have developed self-contained deployable solar panels that require no spacecraft structure modification. Our deployed panels are available with cells on one or both faces. They have an active hold-down mechanism incorporating a thermal knife and timed driver.

Total power generation ability of each solar panel product is shown in the table above along with MTQ performance data.

ENVIRONMENTAL TEST

All Clyde Space products are subject to a strict qualification process before being released as a product, including: Component TID radiation testing to 15krads following ECSS guidelines, Qualification thermal cycling, Vibration and shock to NASA GEVS. Test data can be found in the product User Manuals.



Clyde Space is ISO9001:2008 certified Perform and inspect conventional and surface-mount solder assembly, repair and modification operations in conformance with; ECSS-Q-ST-70-08, ECSS-Q-ST-70-28 & ECSS-Q-ST-70-38

DESIGN, ASSEMBLY, INTEGRATION AND TEST

To ensure ease of integration with your satellite and mission, Clyde Space provides a detailed 3D model (in .step format) and a detailed user manual with our products as standard. User Manuals and 3D models for standard products can be found at www.clyde-space.com



Baterías



2.2 Ah Battery P/N 36441

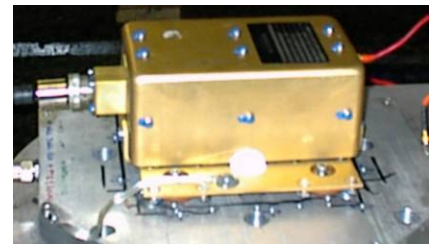
Space Vector fabricates a variety of rugged Ni-Cd battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft, UAVs and other applications encountering severe environmental conditions. The 2.2 Ah battery is used on several range approved Flight Termination Systems (FTS).

Flight History:

White Sands Missile Range - Hera Targets
Wallops Island Flight Facility - ALV and ABIE missions
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission
Vandenberg AFB - Blue Velvet (Scud) program

Specifications:

Weight:	6.6 lbs
Capacity:	2.2 Amp Hour
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	58 Amps
Momentary:	116 Amps (1 sec)
Operating Temperature (tested):	-28 °C to +71 °C



FTS Battery during environmental testing



Options:

Current Monitor
0-12A input / 0-5V output
(can be scaled as needed)

Footprint
Standard and customer defined configurations available with and without isolators

Temperature Sensor



7.0 Ah Battery P/N 31771

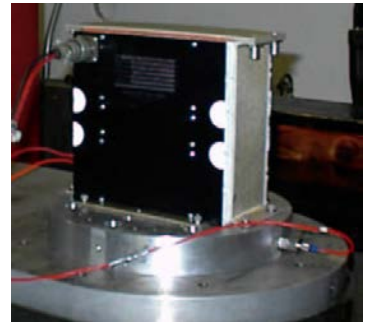
Space Vector fabricates several types of rugged NiCd battery packs suitable for launch vehicles and other applications encountering severe environmental conditions. The 7.0 amp hour batteries are used to power various ordnance, telemetry and vehicle systems. This battery was recently qualified for use on a target reentry vehicle application.

Flight History:

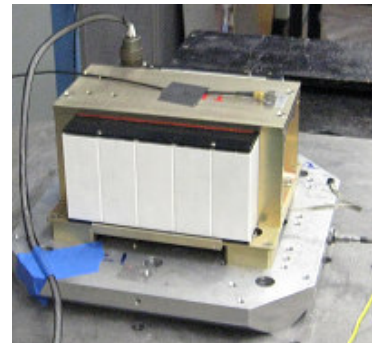
White Sands Missile Range - Aries Launch Vehicles
Wallops Island Flight Facility - ALV and ABIE missions
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission
Kwajalein Missile Range - PLV integrated flight tests

Specifications:

Weight:	14.6 lbs inc. mtg. brackets
Capacity:	7.0 Amp Hour (C/1)
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	58 Amps
Momentary (1 second):	116 Amps
Operating Temperature (tested):	-21 °C to +60 °C



*7 Ah Battery during
Acceptance Testing
(shown in vertical restraint)*



*7 Ah Battery during
RV Qualification Testing
(shown in ruggedized
horizontal restraint)*



Options:

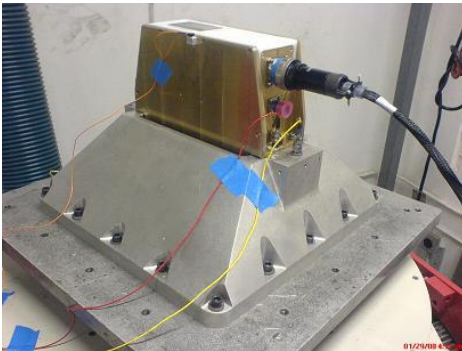
Various mounting options available with or without isolators

Different connector configurations



10 Ah Battery P/N 39041-1

Space Vector fabricates a variety of rugged Ni-Cd battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft and other applications encountering severe environmental conditions. The large 10 Ah batteries are used to power various vehicle, telemetry and ordnance systems.



System Battery during environmental testing

Cell Flight History:

White Sands Missile Range - Aries Launch Vehicles
Wallops Island Flight Facility - ALV & ABIE missions
Pt. Mugu Sea Test Range - AltAir program
Kodiak Launch Complex - Ait-2 mission
Kwajalein Missile Range - PLV integrated flight tests

Specifications:

Weight:	32 lbs
Capacity:	10.0 Amp Hour
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Operating Temperature:	-34 °C to +55 °C

Options:

- Cell Heaters
- Cell Monitoring
- Mounting





Lithium-Ion Batteries

P/N 39101

Space Vector produces a variety of rugged battery packs suitable for launch vehicles, spacecraft, UAVs and other applications encountering severe environmental conditions. High performance 7.5 & 10 Ah Li-Ion batteries are available to power various vehicle, telemetry and flight termination systems.



7.5 & 10 Ah Batteries Available with and without Isolators

Specifications:

Weight:	11 lbs
Capacity:	7.5 Amp Hour or 10 Amp Hour (C 0.2)
Nominal Voltage:	28.8 VDC
Maximum Discharge Current	
Continuous:	75 Amps (7.5 Ah); 20 Amps (10 Ah)
Momentary (Pulse):	250 Amps (0.25 sec); 60 Amps (5 sec)
Operating Temperature:	-30°C to +60°C

Rechargeable lithium-ion battery

8S LD25P

Description

The LD25P cell is a military version of the MP176065, with a toughened mechanical design to match the most demanding vibration and shock requirements. Eight of these medium prismatic LD25P lithium-ion cells are connected in series to form the battery.

To reach high levels of reliability and vibration acceptance, the battery does not include any internal electronic board. Charge management and cell balancing are performed by the charger.

Superior performance at cell level enables operation without any internal battery heater in many applications. Consult Saft to study a version with heater. A temperature sensor PT100 is located inside the battery.

Benefits

- Very low maintenance in storage
- Battery will remain charged for extended periods of time
- State of charge information available at all times

Key features

- Very low self discharge
- Strong correlation of battery voltage and state of charge
- Very high reliability
- Excellent behaviour in vibration (successfully pass Random Vibration tests 45G RMS)
- Very resistant to shocks (successfully pass pyrotechnic shock test Z2 level)

Applications

- Missiles
- Launchers
- Unmanned Aerial Vehicles
- Robots

Storage

- Store at a temperature preferably not exceeding 30°C
- For long term battery storage, keep the battery at 30 volts, i.e. (30 ±15)% state of charge.

Charger

Always use Saft's Li-ion charger (P/N GP14855) to charge this battery. Consult Saft for dedicated application's chargers

Part number

To order this battery, ask for Saft P/N 60145B



Electrical characteristics

Charge voltage	32.8 V
Min voltage	21.6 V
Minimum capacity	5.5 Ah at 20°C (5.8 Ah expected end 2005)
Nominal discharge current	5.5 A
Max continuous discharge current	11 A
Number of cycles	> 100 cycles over 3 years in nominal conditions (100 % DOD)
	> 500 cycles over 3 years (20 % DOD)
Self discharge at 20°C	remaining capacity 93% after 1 month, 86% after 3 months, 82% after 6 months, 75% after 1 year

Mechanical characteristics

Casing	Aluminium
IP class	54
Weight	2.2 kg
Overall length	210 mm
Overall width	110 mm
Overall height	76 mm
Power connector	D38999 / 20 WC 98 SN
Individual cell voltage measurement connector	D38999 / 20 WB 35 SN

Operating conditions

Nominal operating temperature	20°C (charge and discharge)
Discharge temperature range	-10°C to +70°C
Charging temperature range	+15°C to +40°C

Saft

Specialty Battery Group

Rue Georges Leclanché
B.P. N° 1039
86060 Poitiers Cedex 09
Tel: +33 (0) 5 49 55 48 48
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50

www.saftbatteries.com

Doc N° 32001-2-0505

Edition: May 2005

Data in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation.

Single cells mentioned in this document may have their own specific data sheet with complementary data. Please check website.

Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 € RCS Bobigny B 383 703 873
Produced by Arthur Associates Limited.



saft

Rechargeable lithium battery

56 V – Space power applications



Description

- 15S 3P MPS176065 rechargeable battery for small Thrust Vector Control (TVC) actuators
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

Benefits

- Good pulses performances for actuator operation including during braking manoeuvre
- Very low maintenance
- Excellent reliability and availability
- Excellent launch pad wait performances

Key features

- High energy density (*1125 Wh; 110 Wh/kg*)
- Very low self discharge

Applications

- Launcher (*Vega,...*)
- Missile
- Rockets

Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.*

Electrical characteristics

Nominal voltage	56 V
Typical capacity 20°C	20 Ah

Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	230 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	9.9 kg

Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max recommended charge current	6 A
Charge temperature range	+ 15°C to + 35°C
Discharge current	10+ A
Power	600+ W*
Discharge cut-off voltage	40 V
Discharge temperature range	0°C to + 60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

*Consult Saft

**According to user's manual instructions

Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

Saft
Specialty Battery Group
Rue Georges Leclanché
B.P. N° 1039
86060 Poitiers Cedex 09
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50
www.saftbatteries.com

Doc N° 33021-2-0608
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



saft

Li-ion MicroSat module

17 Ah, 480 Wh, 8S3P



Benefits

- Standard and modular design
- Long lifetime thanks to autonomous balancing system
- Space qualified
- Proven flight heritage

Key features

- Based on MPS Li-ion cell technology
- Integrated passive balancing system
- Autonomous heating circuit
- Thermally insulated from satellite wall
- Over-charge protection
(included in cells)
- Over-pressure protection
(included in cells)
- Sensors for thermal monitoring
- Auto-balancing system
- Parallel connection
(from 200 W to 1000 W)

Flight experience

- SSETI express
- AGILE
- PROBA 2
- Reliable and cost efficient flight heritage

Electrical characteristics

Nominal energy	480 Wh
Capacity	16.8 Ah
Battery EOCV	32.8 V
Battery EODV	21.6 V
Depth of discharge DOD	20 %

Mechanical characteristics

Width	220 mm
Length	170 mm
Height	95 mm
Weight	4.5 kg
Energy BOL	480 Wh
Configuration	8S x 3P

Random vibration qualification level

Base plate 25.3 grms	Frequency range (Hz)	Level (g ² /Hz)
	20	0.2
	50	0.8
	350	0.8
	2000	0.086
Base plate 29.9 grms	Frequency range (Hz)	Level (g ² /Hz)
	20	0.2
	50	1.05
	400	1.05
	2000	0.084

Qualification shock level (3 axis)

Frequencies (Hz)	Levels
100	20 g
1000 – 10 000	1500 g

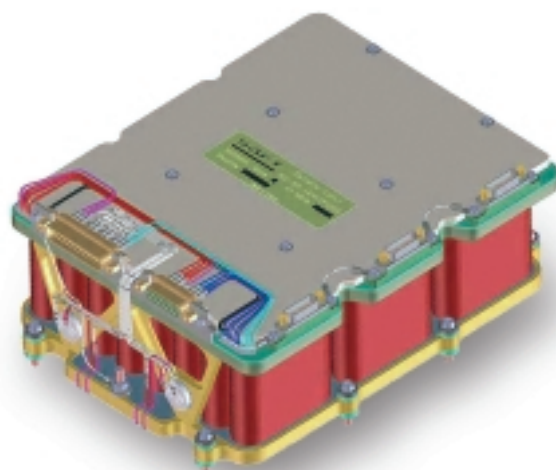


Li-ion MicroSat module

17 Ah, 480 Wh, 8S3P

Technology

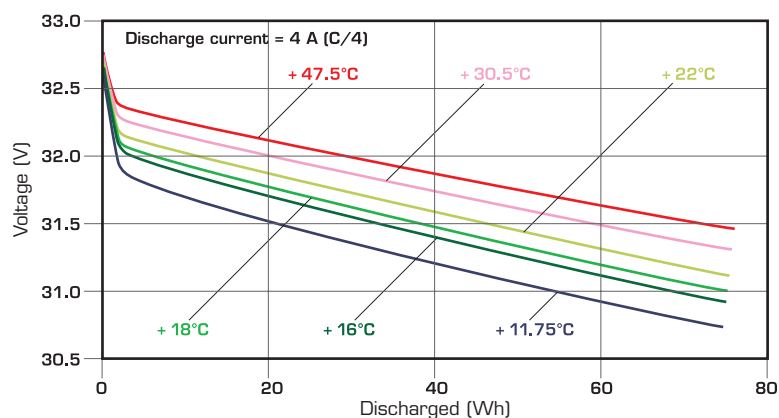
- Graphite-based anode
- Lithium cobalt oxide-based cathode
- Electrolyte: organic solvents
- Built-in redundant safety protections
- Batteries assembled from MPS cells feature an electronic protection circuit



MPS 176065

Operating voltage	2.7 – 4.1 V
Capacity @ 4.1 V	5.6 – 5.8 Ah
Energy @ 4.1 V	20 Wh
Internal resistance	35 mΩ

Battery voltage versus Discharged energy & cell EoD temperature



Saft
Specialty Battery Group
12, rue Sadi Carnot
93170 Bagnolet – France
Tel: +33 (0)1 49 93 19 18
Fax: +33 (0)1 49 93 19 69

www.saftbatteries.com

Doc N° 33016-2-0607

Data in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation.

Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



Rechargeable lithium battery

28 V – High energy and medium power battery

Description

- 8S8P MPS1706065 rechargeable battery
- Ruggedized design qualified for space environment (*vacuum and pyrotechnic shocks*)

Benefits

- High specific energy
- Good power performances
- Very low maintenance
- Excellent launch pad wait performances

Key features

- Very high energy density (*1600 Wh; 120 Wh/kg*)
- Very low self discharge
- Good power and pulses capability
- Excellent reliability and availability

Applications

- Launcher (*Upper-stage, flight control, guidance,...*)
- Missile, sounding rockets
- Avionics (*guidance, navigation and control*)

Charger

- A specified charger must be used for battery preparation. Battery Management System (BMS) – charge, discharge and safety – is included in the charger.*



Electrical characteristics

Nominal voltage	28 V
Typical capacity 20°C	54.4 Ah

Mechanical characteristics

Length (max)	230 mm
Width (max)	290 mm
Height (max)	190 mm
Typical weight	13.4 kg

Operating conditions

Charge method	Constant current/Constant voltage
Max. recommended charge current	16 A
Charge temperature range	+15°C to +35°C
Discharge current	Up to 50 A*
Power	Up to 1300 W*
Discharge cut-off voltage	24 V
Discharge temperature range	0°C to +60°C
Number of charge/discharge cycles	> 100 cycles @ 100 % DOD
Life time	> 5 years**

*Consult Saft

**According to user's manual instructions

Notes:

- 1 State of charge and safety monitoring through battery voltage and temperature
- 2 These batteries use space grade materials and EEE parts

Saft
Specialty Battery Group
Rue Georges Leclanché
B.P. N° 1039
86060 Poitiers Cedex 09
Tel.: +33 (0) 5 49 55 48 48
Fax: +33 (0) 5 49 55 48 50
www.saftbatteries.com

Doc N° 33020-2-0608
Edition: June 2008

Information in this document is subject to change without notice and becomes contractual only after written confirmation by Saft. Published by the Communications Department.

Photo credit: Saft.

Société anonyme au capital de 31 944 000 €
RCS Bobigny B 383 703 873

Produced by Arthur Associates Limited.



saft



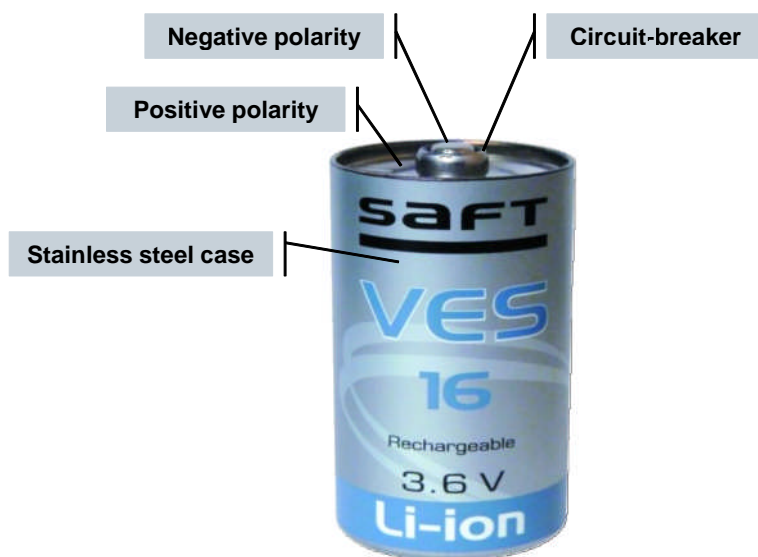
VES16 for LEO & small GEO

Nov 2011 - A0047-11 - issue 7.0 - Saft Proprietary



VES16 cell main features

 VES16 Li-ion cell developed by Saft under CNES contract

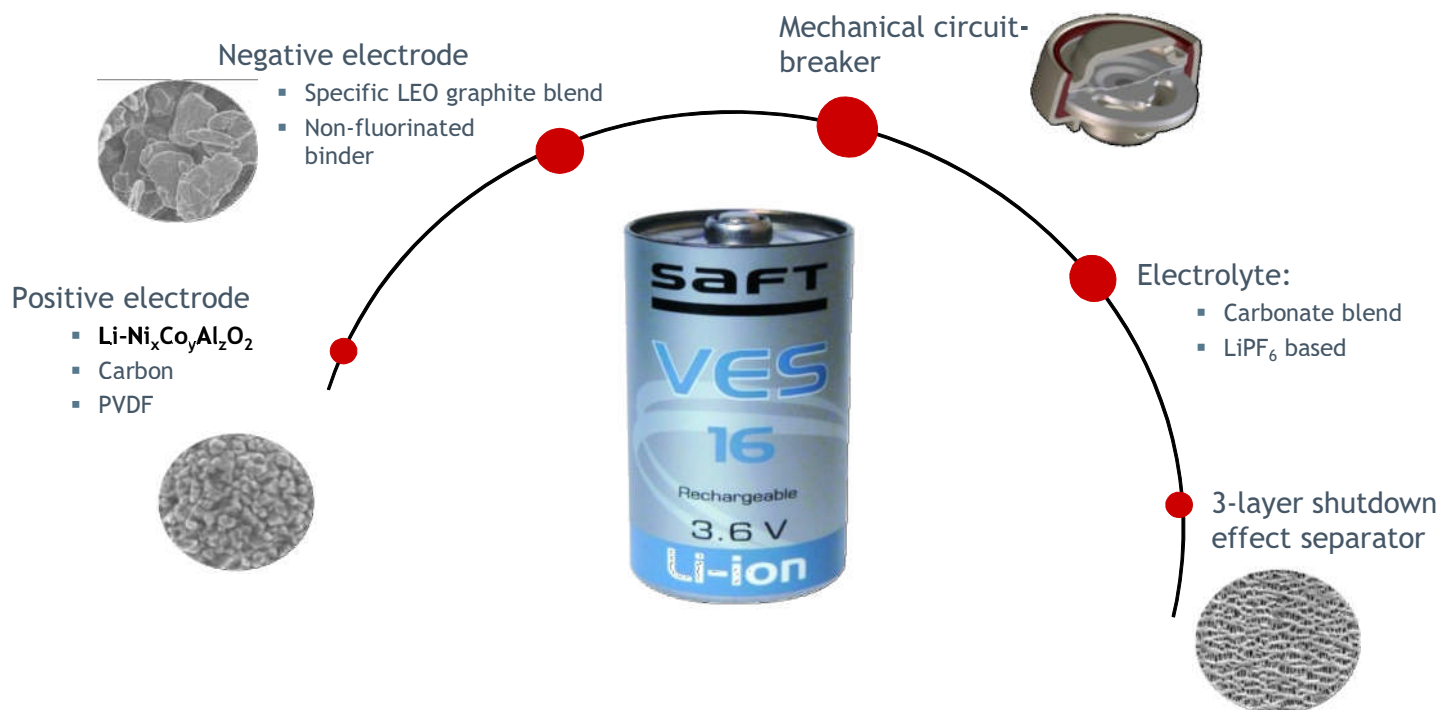


Dimensions (Ø x H)	33 x 60 mm (D-size)
Weight	≤ 115 g
Volume	0.051 dm ³
Voltage range	2.7 V - 4.1 V
Nominal capacity	4.5 Ah @ 4.1V, 20°C
Nominal energy	16 Wh @ 4.1V, 20°C
Specific energy	> 140 Wh/kg
Internal resistance	≤ 35 mΩ @ 20% DoD
Operating temperature	+10°C / +40°C
Mechanical design margins	EWR & ECSS compliant



VES16 chemistry

Qualification Review done on July 2011



VES16 versus VES140,180 & MPS176065

■ Comparison with parent electrochemistries:

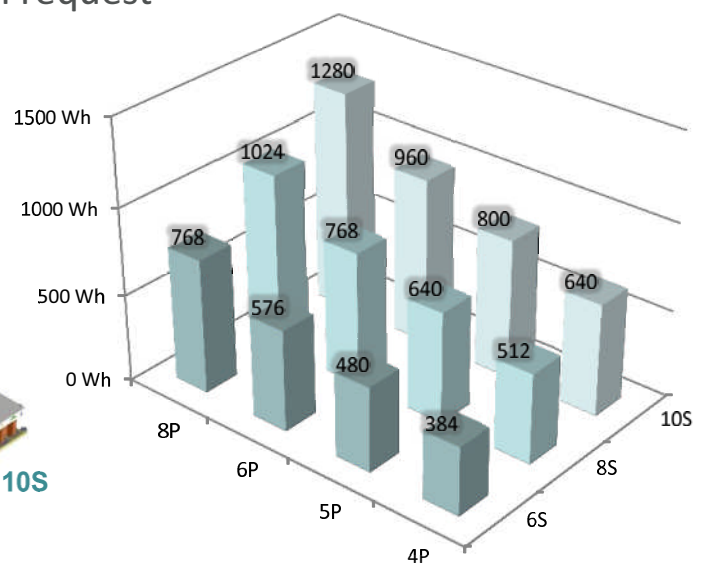
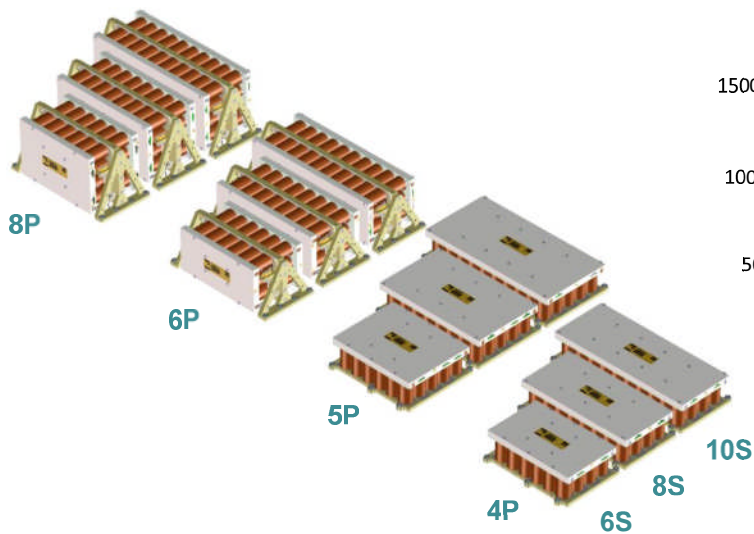
	MPS176065	VES180	VES100/140	VES16
Capacity	5.8 Ah	45 Ah	40 Ah	4.5 Ah
Specific energy	125 Wh/kg	155 Wh/kg	124 Wh/kg	140 Wh/kg
Positive material	LiCoO ₂	NCA	NCA	NCA
Negative material	Graphite mix	Graphite	Graphite mix	Graphite mix
Electrolyte	LiPF ₆ based	LiPF ₆ based	LiPF ₆ based	LiPF ₆ based



VES16 standard range

Standard range:

- > Voltage step: 6S , 8S, 10S / Capacity step: 4P, 5P / 6P, 8P
- > Other configurations possible on request

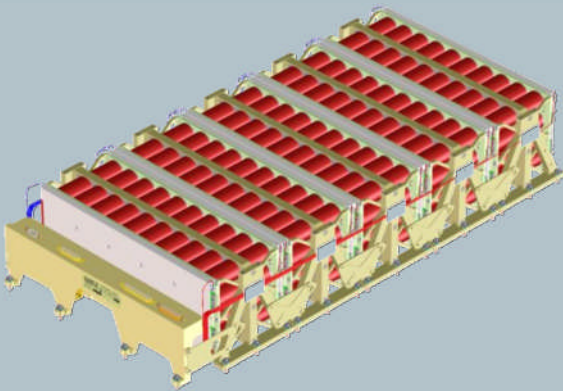


VES16 battery approach

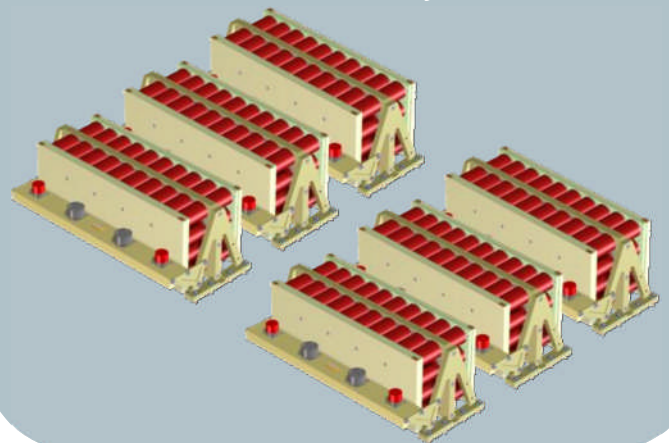
Battery approach:

- > Mono-block battery: as many building as necessary in parallel, one interface
- > Multi-block battery: one interface per building block, to be spread in the platform

Mono-bloc battery



Multi-block battery



Rechargeable lithium battery

VES 100 – High specific energy space cell



Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
18 year GEO at 80 % DOD
70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2000

Main applications

- LEO missions (*Radar, Optical ...*)
- MEO
- Launchers, probes
- High energy applications

Flight heritage

- GIOVE-B 04/08
- Proteus platform (*in orbit: Calipso 03/06, Corot 12/06, to be launched in 2008/2009 SMOS, MEGHA-TROPIQUES, Jason-2*)
- Kompsat 3 & 5

Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	27 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum guaranteed)	118 Wh/Kg
Energy density	230 Wh/l

Cell mechanical characteristics

Diameter (max)	53 mm
Height (max)	185 mm
Mass (max)	0.81 kg

Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 100 are sold only in modules or batteries.



Rechargeable lithium battery

VES 140 – High specific energy space cell



Characteristics

- Lowest fading ever demonstrated for space applications
- Specific space cell design and processes
- World largest in-orbit demonstration (>250 kWh); in orbit since 2003
- Modular and flexible battery range qualified from 1P to 12P and from 1S to 24S

Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
18 year GEO at 80 % DOD
70,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2003

Main applications

- GEO missions (*Telecoms, Meteorology ...*)
- MEO
- LEO space applications
- High energy applications

Flight heritage

- Eurostar 3000 platform (*W3A, Amazonas, HOT BIRD™ 8, ...*)
- Spacebus platform (*Syracuse 3A, 3B, Koreasat 5, ...*)
- Star-2 platform (*Optus D1 & D2 ...*)
- SRE-1 (*ISRO Re-entry Vehicle demonstrator*)
- BSS 702 (*MSV, ...*)
- Smart 1 moon orbiter

Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	39 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	126 Wh/Kg
Energy density	140 Wh/l

Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height	250 mm
Mass	1.13 kg
Mechanical environment	Qualified all launchers
Leak rate	10 ⁻⁸ dm ³ atm s ⁻¹

Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.7 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 140 are sold only in modules or batteries.



saft

Rechargeable lithium battery

VES 180 – Very high specific energy space cell



Characteristics

- Very high specific energy
- Specific space cell design and processes
- Modular and flexible battery range

Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- Hermetically-sealed cells
- Long cycle life:
 - 18 year GEO at 80 % DOD
 - 60,000 LEO cycles at 20 % DOD
- Qualified in 2007

Main applications

- GEO, MEO space applications
- LEO satellites (*Radar, Optical...*)
- High energy applications

Selected program

- VES 180 Li-ion cell has been selected for Galileo IOV (*in-orbit validation*), Optus D3, Alphabus etc...

Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/1.5 rate at 4.1 V/3 V & 20°C	50 Ah
Maximum discharge current at 25°C	100 A (Continuous ~2 s pulse)
Specific energy (minimum)	175 Wh/Kg
Energy density	180 Wh/l

Cell mechanical characteristics

Diameter	53 mm
Height (max)	250 mm
Mass (max)	1.11 kg

Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge	Continuous (0°C to +45°C) 2.57 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	GEO/MEO C/10 LEO (20 % DOD) C/5
Operating temperature	Charge +10°C to +35°C Discharge 0°C to +40°C
Storage and transportation temperature	-40°C to +65°C

NB: VES 180 are sold only in modules or batteries.



saft

Rechargeable lithium-ion battery

VL 48 E - high energy space cell



Benefits

- Excellent energy density and specific energy
- 100 % coulombic efficiency
- Hermetically-sealed cells
- Completely maintenance free
- Operates in any orientation
- Long cycle life:
 - 15 year GEO at 80% DOD
 - 25,000 LEO cycles at 20% DOD
- No memory effect

Main applications

- GEO space applications
- LEO space applications
- High energy applications

Key features

- Graphite-based anode
- Nickel alloy oxide-based cathode

Cell electrical characteristics

Nominal voltage	3.6 V
Nominal capacity at C/2 rate at 4.1 V/3 V & 25° C	48 Ah
Maximum discharge current at 25° C:	
Continuous	100 A
~2 s pulse	300 A
Specific energy	150 Wh/Kg
Energy density ¹	300 Wh/l

Cell mechanical characteristics

Diameter max	54 mm
Height max ¹	245 mm
Mass max	1.15 kg
Volume max ¹	0.56 l

Cell operating conditions

Lower voltage limit for discharge:	
Continuous (0° C to + 45° C)	2.5 V
Charging method	Constant current/constant voltage (CCCV)
Charging voltage (max)	4.1 V
Recommended continuous charge current	
GEO	C/10
LEO (20% DOD)	C/5
Operating temperature:	
Charge	+ 10° C to + 35° C
Discharge	0° C to + 40° C
Storage and transportation temperature	- 40° C to + 65° C

¹Includes terminals



saft

QL015KA



PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

CHEMISTRY

- LNCAO

MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach
paulb@quallion.com
818.833.2000

www.quallion.com

SPECIFICATIONS

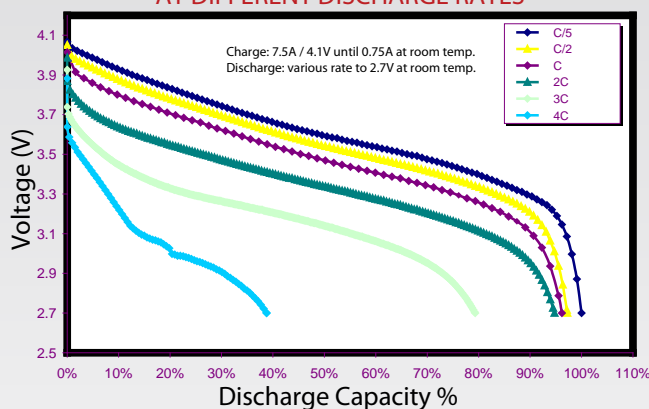
ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	15 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended Continuous Discharge Current	1 C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

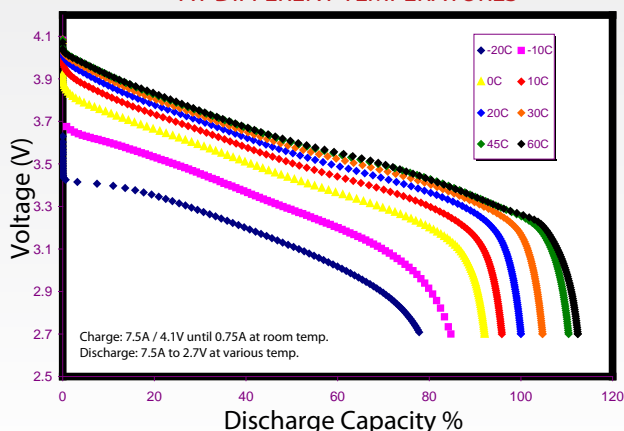
PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	88.3 mm
Width	54.5 mm
Thickness	38.0 mm
Weight	380 g
Volume	182 cc
Gravimetric Energy Density	142 Wh/kg
Volumetric Energy Density	296 Wh/L

CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT DISCHARGE RATES



CELL LEVEL VOLTAGE CURVES AT DIFFERENT TEMPERATURES



QUALLION
Powering Life.

QL075KA



PERFORMANCE

- Lithium ion rechargeable cell
- Battery design for long cycle life (>100,000 cycles)

CHEMISTRY

- LNCAO

MAIN APPLICATIONS

- Military
- Aerospace

KEY FEATURES

- Domestic production
- Long LEO and GEO cycle life
- High reliability
- Zero-Volt™

SPECIFICATIONS

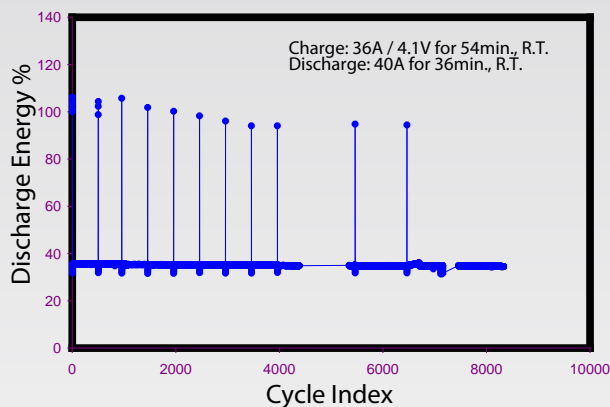
ELECTRICAL CHARACTERISTICS

Nominal Capacity	72 Ah
Nominal Voltage	3.6 V
Maximum Recommended	
Continuous Discharge Current	1C
Operating Discharge Temperature	15°C to 35°C

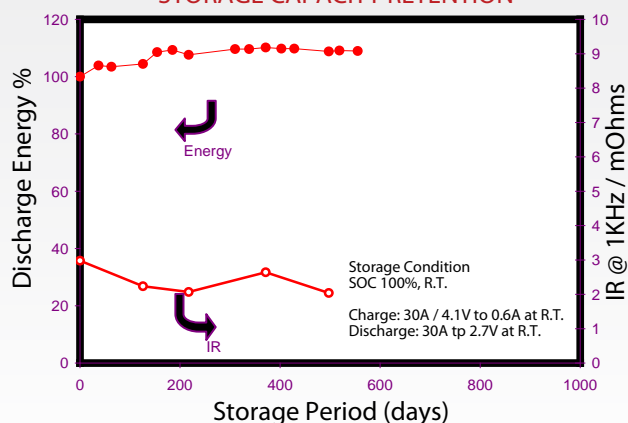
PHYSICAL CHARACTERISTICS

Height	173.7 mm
Width	80.9 mm
Thickness	56.2 mm
Weight	1820 g
Volume	790 cc
Gravimetric Energy Density	148 Wh/kg
Volumetric Energy Density	341 Wh/L

CYCLING DATA



STORAGE CAPACITY RETENTION



FOR MORE INFORMATION

Contact Paul Beach
paulb@quallion.com
818.833.2000

www.quallion.com



QUALLION
Powering Life.



Simulinks

